МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
«Харьковский политехнический институт»

ДИНАМИКА ПОЛЕТА И УПРАВЛЕНИЕ: 50 ЛЕТ В ХПИ

Монография

Под общей редакцией проф. Д. В. Бреславского

Харьков НТУ «ХПИ» 2014

УДК 629.76:629.78(09)
ББК 39.52г
Д44

Рецензенты: *Е. Е. Александров,* д-р техн. наук, проф. (НТУ «ХПИ»)
Ю. С. Воробьев, д-р техн. наук, проф. (Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины)
В. Н. Скляр, д-р ист. наук, проф. (НТУ «ХПИ»)

Авторы:
Д. В. Бреславский, В. Б. Успенский, А. А. Ларин, С. А. Горелова, В. П. Ольшанский, И. А. Багмут, Ю. А. Кузнецов, С. В. Ольшанский, Ю. М. Андреев, О. К. Морачковский, Ю. А. Плаксий, О. А. Татаринова, А. Д. Асютин, М. В. Некрасова, С. В. Олейник, С. А. Пащенко, К. Ю. Счастливец

Печатается по решению ученого совета Национального технического университета «ХПИ», протокол № 6 от 26.06. 2014 г.

Монографію присвячено історії створення та розвитку спеціальності «Динаміка польоту та управління» та кафедри автоматичного управління рухом (систем і процесів управління) у Харківському політехнічному інституті. У другій частині наведено результати досліджень вчених кафедри в області управління та динаміки літальних апаратів, моделювання їхніх теплових режимів та ресурсу, навігації та навігаційних систем.

Призначено для наукових співробітників, викладачів і студентів університетів , які спеціалізуються у галузі механіки, теорії управління та історії науки и техніки.

Д44 Динамика полета и управление: 50 лет в ХПИ. Монография / Д. В. Бреславский, В. Б. Успенский, А. А. Ларин и др. Под общей редакцией Д. В. Бреславского – Харьков: НТУ «ХПИ», 2014. – 488 с. – На рус. яз.

Монография посвящена истории создания и развития специальности «Динамика полета и управление» и кафедры автоматического управления движением (систем и процессов управления) в Харьковском политехническом институте. Во второй части приведены результаты исследований ученых кафедры в области управления и динамики летательных аппаратов, моделирования их тепловых режимов и ресурса, навигации и навигационных систем.

Предназначено для научных сотрудников, преподавателей и студентов университетов, специализирующихся в области механики, теории управления и истории науки и техники.

ISBN 978-617-7050-59-8
Ил. 187 Табл. 11. Библиогр.: 178 назв.

ББК 39.52.г

ISBN 978-617-7050-59-8

© Коллектив авторов, 2014
© «Мадрид», 2014

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие ректора 5
Предисловие. От авторского коллектива.....8

ЧАСТЬ I. ПРОШЛОЕ 13
Глава 1. Создание в СССР ракетных войск стратегического назначения и начало освоения космического пространства..... 13
Глава 2. Конструирование и производство систем управления в Харькове..... 30
Глава 3. Факультет нового типа..... 53
Глава 4. Создание кафедры АУД и организация специальности 66
Глава 5. Кафедра АУД в 1970-х – 90-х годах 99
Глава 6. Организатор специальности профессор Арег Вагаршакович Дабагян.....125
Глава 7. Декан инженерно-физического факультета, заведующий кафедрой профессор Евгений Григорьевич Голоскоков – ученый и педагог 136
Глава 8. Наши выпускники 159

ЧАСТЬ II. НАСТОЯЩЕЕ.....185
Глава 9. Кафедра сегодня 185
Глава 10. Гиросиловое управление ориентацией космических летательных аппаратов.....222

Глава 11. Алгоритмы определения кватернионов ориентации подвижных объектов в БИНС: практические аспекты разработки, оценивания точности и реализации 254
Глава 12. Опыт создания бесплатформенного астроинерциального блока на базе волоконно-оптических гироскопов для систем управления космических аппаратов 295
Глава 13. Теоретические и практические основы создания интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем 323
Глава 14. Концепция применения ССКА КИДИМ в курсах механического содержания на кафедре СПУ 362
Глава 15. Свободные и вынужденные колебания осциллятора при квадратичном изменении его массы 388
Глава 16. О дальнейшем развитии исследований Е. Г. Голоскокова по резонансным колебаниям 409
Глава 17. Решение нестационарных задач теплопроводности для корпусов спутников при их движении по околоземной орбите 434
Глава 18. Долговечность циклически нагруженных тонкостенных элементов авиационной и ракетной техники 451

ЗАКЛЮЧЕНИЕ. БУДУЩЕЕ… 479

Приложение: 483
Алфавитный указатель имен 483

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕКТОРА

В Национальном техническом университете «Харьковский политехнический институт» насчитывается около сотни специальностей, каждая из них имеет свои достижения и традиции. Но есть у нас такие специальности, открытие которых определило целую эпоху в жизни их факультетов и университета в целом, создание и развитие новых научных школ.

Одной из таких специальностей была открытая на инженерно-физическом факультете пятьдесят лет назад «Динамика полета и управление». Ее необходимость обусловили бурное развитие в те годы ракетно-космической техники и массовая потребность в высококвалифицированных специалистах в области создания и проектирования систем управления летательными аппаратами. Талант и научная прозорливость двух выдающихся ученых, академика В. Г. Сергеева и профессора А. В. Дабагяна, позволили увидеть перспективу развития в нашем университете новейшего для тех времен направления, а открытие кафедры и специальности на инженерно-физическом факультете ХПИ позволили опереться

при этом на мощь инфизовской физико-математической подготовки и традиций образования.

Прогнозы специалистов полностью оправдались. Уже через несколько лет после открытия новой специальности ее выпускники сказали новое слово в разработке новейших систем управления на базовом предприятии, в последние годы получившим название «ХАРТРОНа». Сегодня специалисты с дипломами по «динамике полета и управления» возглавляют многие подразделения предприятия, являются ведущими учеными и специалистами.

Многие выпускники, после окончания оставшиеся работать в ХПИ, стали известными учеными, возглавили кафедры и факультеты. Среди выпускников специальности и аспирантуры кафедры один из ректоров университета Ю. Т. Костенко, лауреаты Государственной премии, деканы факультетов, заведующие кафедрами, множество докторов и кандидатов наук. Полученная фундаментальная математическая подготовка в сочетании с навыками практической инженерной деятельности и глубоким освоением информационных технологий позволила многим из них сказать новое слово и в других областях науки и техники, создать новые научные направления.

В настоящее время пятидесятилетнее творческое содружество кафедры систем и процессов управления нашего университета с НПП «ХАРТРОН-АРКОС» позволяет сохранять и продолжать традиции успешной подготовки специалистов-математиков по разработке систем управления космическим аппаратами, развивать научные исследования для космической отрасли.

Сегодня немногие страны могут похвастаться тем, что они входят в «клуб космических держав». Украина остается государст-

вом, в котором сохранены все возможности для производства ракетно-космической техники, все больше определяющей прогресс в разных отраслях человеческой деятельности. Дальнейшее развитие в этом направлении возможно только за счет новых поколений разработчиков новейших образцов техники с высоким уровнем знаний и возможностей. Наш университет, в том числе и благодаря кафедре систем и процессов управления, остается на передовых рубежах в подготовке квалифицированных специалистов и научных кадров для аэрокосмической отрасли.

Хочется выразить уверенность в предстоящих многих десятилетиях развития исследований в области разработки систем управления летательными аппаратами и подготовки специалистов, которые определят в будущем прогресс в аэрокосмической отрасли, и от имени всего университета поздравить профессорско-преподавательский коллектив и студентов кафедры систем и процессов управления с юбилеем!

Ректор Национального технического университета «ХПИ»,
Лауреат Государственной премии Украины,
заслуженный деятель науки и техники,
доктор технических наук, профессор Л. Л. Товажнянский.

ПРЕДИСЛОВИЕ. ОТ АВТОРСКОГО КОЛЛЕКТИВА

Развитие любого творческого коллектива определяется в первую очередь идеями, заложенными его создателями при рождении. Если идеи и использованные при этом технологии оказываются эффективными, то это на долгие годы определяет стабильную работу и нормальные человеческие взаимоотношения внутри коллектива. Первые годы создания любого дела, а тем более творческого содружества единомышленников, всегда являются очень важными. Именно в это время формируется команда, определяются приоритеты ее развития, устанавливается система взаимоотношений между сотрудниками. Складывающиеся правила и привычки перерастают в традиции, в дальнейшем воспринимаемые новыми членами сообщества как что-то незыблемое и освященное опытом старших. Именно поэтому у лучших представителей коллектива всегда существует неподдельный интерес к истории его зарождения и становления, к примерам достойного выполнения своего долга учителями и старшими товарищами.

В полной мере эти соображения относятся и к таким специфическим коллективам, как университетские кафедры. Лучшие из них объединяют единомышленников, соединяющих интерес и преданность науке с любовью к преподаванию, к открытию бесконечных горизонтов знаний своим молодым коллегам – студентам.

Авторы позволяют себе надеяться, что предлагаемая вашему вниманию книга содержит интересную и познавательную для читателя информацию об одной из таких кафедр инженерно-физического факультета Национального технического университета «Харьковский политехнический институт» (НТУ «ХПИ») - о кафедре, получившей при своем рождении имя «Автоматическое управление движением», а с 2000 года называющейся «Системы и процессы управления». Надеемся, что книга будет интересна всем тем, кто работал и учился на кафедре, закончившим специальности «Динамика полета и управление», «Прикладная математика», «Информатика», «Системное проектирование» за пятьдесят лет ее существования.

Пятьдесят лет – первая юбилейная дата. Она интересна тем, что, к счастью, на кафедре работают или работали до недавнего времени преподаватели, вся жизнь которых прошла в ее стенах. Это значит, что их бесценный опыт используется в науке и в учебном процессе, а их воспоминания смогли обогатить предлагаемое вашему вниманию издание. В числе авторов – и бывшие студенты, учившиеся на инфизе, в первую очередь на кафедре АУД (СПУ), а ныне работающие на ней. Незабываемые воспоминания о лучших студенческих годах, о преподавателях, которые их учили, также вошли в книгу.

С другой стороны, за прошедшие полвека результаты работы кафедры нашли свое отражение во многих официальных документах университета и предприятий, с которыми кафедра сотрудничала, прежде всего - НПП «ХАРТРОН-АРКОС», в результатах многочисленных научных публикаций ее сотрудников и выпускников. В полной мере отразить все многообразие научной, учебной и инженерной деятельности, разумеется, невозможно в таком ограниченном издании, но авторы предприняли попытку представить наиболее важные, по их мнению, результаты.

Первая часть книги посвящена истории создания, становления и развития специальности «Динамика полета и управление» и

кафедры АУД. В связи с определенной уникальностью обстоятельств ее возникновения, связанной к тому же с одной из наиболее интересных страниц развития отечественной науки, - с возникновением производства ракетно-космической техники, - первые главы посвящены предпосылкам решения о начале работы кафедры именно в Харькове, в политехническом институте. В книге кратко приведены основные факты о начале производства боевых и космических ракет, о развитии научных исследований и специализированных предприятий по производству компонентов ракетной техники, в первую очередь систем управления.

Кафедра АУД была создана в 1964 году на инженерно-физическом факультете ХПИ, ее первый заведующий А. В. Дабагян и большинство преподавателей были сотрудниками и выпускниками кафедры «Динамика и прочность машин». На инфизе с самого начала его создания в 1930 году обучение велось по созданным на нем принципам «школы физмеха» (так назывался факультет до Второй мировой войны), в основе которых лежат гармоническое сочетание науки и образования, физико-математической и инженерной подготовки. Третья глава содержит краткую историю факультета, от его основания до создания на нем кафедры АУД. Заложенные в основу учебного плана и подходов к преподаванию идеи, апробированные в течение длительного времени на классических специальностях инфиза – «динамика и прочность машин» и «физика металлов», дали возможность в течение короткого периода становления образования организовать подготовку высококлассных специалистов.

В четвертой - восьмой главах содержатся очерки по истории работы коллектива кафедры АУД (СПУ), отдельные главы посвящены ее первым заведующим – профессорам А. В. Дабагяну и Е. Г. Голоскокову.

Формальные моменты, связанные с тем, что фактически название кафедры АУД на несколько лет исчезало из списка подразделений ХПИ, а подготовка студентов по специальности

«Динамика полета и управление» в 1977 году была передана на кафедру прикладной математики, не позволяют говорить в официально признанном смысле о 50-летнем юбилее. Но в 2014 году исполняется пятьдесят лет подготовки студентов по специальности «Динамика полета и управление» на инженерно-физическом факультете. В 1977 году весь коллектив преподавателей, читающих основные дисциплины профессиональной подготовки по этой специальности, перешел на кафедру прикладной математики, которой заведовал профессор Е. Г. Голоскоков, что обеспечило полную преемственность учебной и научной работы. Фактически кафедра, на которой велась подготовка студентов для ракетно-космической отрасли и выполнялись научные исследования в области разработки систем управления летательными аппаратами, непрерывно работает в ХПИ уже полвека, несмотря на различного рода реорганизации. Кафедра, которую возглавил 50 лет назад профессор А. В. Дабагян, получила название «Автоматизированные системы управления», на ней была продолжена подготовка студентов по соответствующей специальности, что и определило новые направления научной и методической работы преподавателей.

Конечно же, кафедра в вузе, тем более в таком передовом исследовательском университете, каким является НТУ «ХПИ», – это в первую очередь коллектив ученых, активно работающих в науке. Поэтому во второй части книги представлены результаты научных исследований сотрудников кафедры. Безусловно, их круг научных интересов в настоящее время гораздо шире представленного, но составители посчитали своим долгом ограничиться работами, выполненными в областях науки, связанных с традиционными направлениями работы кафедры. Рассмотрены вопросы моделирования и расчетных исследований, необходимых при проектировании авиационной и космической техники в области управления летательными аппаратами, спутниковой навигации, обеспечения требуемых тепловых режимов, виброзащиты и длительной

прочности. Вторую часть открывает глава, в которой представлены краткие сведения о сотрудниках кафедры юбилейного 2013/2014 учебного года, об их научной и педагогической работе.

Работа над главами распределилась следующим образом:

доктор технических наук, профессор Д. В. Бреславский - введение, главы 3, 4, 5, 7, 8, 9, 17, 18 и заключение;

доктор технических наук, доцент В. Б. Успенский – главы 5, 10, 12, 13;

кандидат технических наук, доцент А. А. Ларин – главы 1, 3, 6, 7;

доктор физико-математических наук, профессор В. П. Ольшанский и кандидат физико-математических наук С. В. Ольшанский – главы 15, 16;

доктор технических наук, профессор О. К. Морачковский и кандидат технических наук О. А. Татаринова – глава 18;

доктор технических наук, доцент Ю. М. Андреев – глава 14;

кандидат технических наук, доцент Ю. А. Плаксий – глава 12;

кандидат технических наук, доцент Ю. А. Кузнецов – главы 11, 12;

кандидат технических наук И. А. Багмут – главы 12, 13;

С. А. Горелова – глава 1, 2, 7;

С. В. Олейник – глава 12;

А. Д. Асютин, М. В. Некрасова, К. Ю. Счастливец - глава 13;

С. А. Пащенко – глава 17.

Общая редакция издания выполнена доктором технических наук, профессором Д. В. Бреславским.

Авторы выражают искреннюю признательность выпускникам кафедры, А. Н. Калногузу и А. Я. Макаренко, старейшим сотрудникам кафедры, доцентам Л. В. Шипулиной и А. И. Белову, профессору кафедры АСУ А. В. Горелому за воспоминания, которые были использованы при написании этой книги.

ЧАСТЬ I. ПРОШЛОЕ

ГЛАВА 1

СОЗДАНИЕ В СССР РАКЕТНЫХ ВОЙСК СТРАТЕГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И НАЧАЛО ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Оценить важность специальности «Динамика полета и управление», созданной в ХПИ в 1964 году, можно только на фоне общей истории развития ракетно-космической техники (РКТ).

Начало создания боевых баллистических ракет приходится на годы Второй мировой войны. Эта война, как никакая другая, вызвала не только рост производства военной техники, но и ее совершенствование. В ходе войны создавались новые виды оружия. К моменту ее окончания в различных странах – участниках были созданы образцы вооружения, предопределившие дальнейшее развитие военной техники в направлении подготовки к ракетно-ядерной войне. Так, в ходе войны в Германии и Англии были созданы и серийно выпускались реактивные истребители. В Японии применялись реактивные самолеты-снаряды Ока-1, управляемые пилотами-смертниками «камикадзе». США разработали атомную бомбу, которую применили против японских городов Хиросима и Нагасаки. В Германии выпускались крылатые ракеты V-1 («Фау-1») и баллистические ракеты V-2. В ходе войны 8654 ракеты V-1 и 1359 V-2 были использованы для обстрелов Лондона и других английских городов. Кроме того, тысячи ракетных снаря-

дов были выпущены по территории Франции, Бельгии и Голландии [1, с 365–367].

В годы войны в Советском Союзе были созданы многие образцы военной техники, равных которым не было ни у противников, ни у союзников. Это, в первую очередь, танки и самоходные артиллерийские установки, реактивная артиллерия, некоторые образцы ствольной артиллерии и боевых самолетов. Однако Советский Союз, вынесший на себе основную тяжесть борьбы с фашистской Германией, не мог заниматься созданием вооружения на далекую перспективу. Сразу после окончания войны резко обострились противоречия между СССР и зарождающимся «социалистическим лагерем», с одной стороны, и развитыми странами Запада, образовавшими блок НАТО - с другой. В Пентагоне на протяжении конца сороковых – начала пятидесятых годов XX века велась разработка планов ядерной войны против СССР. В связи с этим после окончания Второй мировой войны, в условиях противостояния, мир оказался на пороге новой войны. Для ее предотвращения и установления некоторого паритета в военной области Советскому Союзу было необходимо в кратчайшие сроки создать свой ***ракетно-ядерный щит*** – ядерное оружие и средства его доставки – баллистические ракеты.

Несмотря на послевоенную разруху в СССР, на создание новых видов вооружения были выделены значительные средства. В 1949 году первая советская атомная бомба была испытана на полигоне в районе Семипалатинска. Что касается средства доставки, то поначалу это был стратегический бомбардировщик Ту-4, скопированный с американского В-29. Этот самолет сыграл в укреплении обороноспособности страны значительную роль. Первые Ту-4 были созданы в 1947 году, а к концу 1949-го в составе Дальней авиации числилось уже более 300 машин. Всего же за время производства было выпущено около 1200 дальних бомбардировщиков этого типа [2]. Таким образом, США утратили монополию не только на обладание оружием массового уничтожения, но и

на средства его доставки. Однако самолеты с поршневыми двигателями имели дальность полета 5000 км и не могли выполнять всех стратегических задач. В то время, когда с юга и запада в непосредственной близости от границ СССР располагались аэродромы, на которых базировались стратегические бомбардировщики США с атомным оружием на борту, территория самих США находилась в недосягаемости для советской стратегической авиации. Для подлинного равновесия сил руководство СССР считало необходимым создание и принятие на вооружение баллистических ракет большой дальности. Работы по их созданию в конце 1940-х годов развернулись и в СССР, и в США.

Основой для создания первых баллистических ракет обеих стран стала ракета V-2, разработанная немецкими учеными и инженерами. В смысле наводки на цель снаряд V-2 представлял собой естественное развитие дальнобойной артиллерии. Способ управления им можно сравнить с наводкой пушки, имеющей длинный гибкий искривленный ствол. При стрельбе из обычного орудия главное условие для обеспечения попадания состоит в том, чтобы верно нацелить орудие по азимуту и придать ему правильный угол возвышения, вследствие чего дальность полета снаряда окажется равной дальности до цели [3 с. 55–57]. Комплекс приборов, входивших в систему инерциальной навигации V-2, состоял из двух свободных гироскопов, служивших для угловой стабилизации ракеты, и одного гироскопического интегратора кажущихся ускорений, жестко установленного на ее борту. Интегратор определял время отключения двигателей для достижения необходимой дальности [4, с. 357].

После окончания войны ракетный центр, располагавшийся в Пенемюнде, попал в советскую оккупационную зону. В 1945 году туда прибыла большая группа советских специалистов для ознакомления с трофейной ракетной техникой, в том числе и с системами управления. В нее входили будущий конструктор ракет С. П. Королев, освобожденный в 1944 году из спец. тюрьмы НКВД, и будущие конструкторы систем управления А. М. Гинзбург,

М. С. Рязанский и Н. А. Пилюгин. Многие ведущие специалисты германского центра в Пенемюнде во главе с главным создателем V-1 и V-2 Вернером фон Брауном были приглашены на работу в США, остальные, рангом пониже, работали над созданием советских баллистических ракет в филиале № 1 НИИ-88, располагавшемся в городе Осташкове на острове Городомля на озере Селигер. Среди них оказался главный специалист по электронике Гельмут Греттруп [5]. Долгое время этот немецкий «след» в создании советского ракетного оружия тщательно замалчивался [6, с. 146].

Рис. 1.1. С. П. Королев (второй слева) с группой специалистов на ракетной базе Пенемюнде, сентябрь 1945 г.
Фото из фондов Российского государственного архива научно-технической документации (РГАНТД), ф. 211, оп. 7, д. 531

Первоначально работы по созданию ракет и оборудования для их старта и управления полетом проводились в отдельных КБ и НИИ. 13 мая 1946 года вышло Постановление Совета Министров СССР №1017-419, подписанное И. В. Сталиным. Этим документом предусматривалось создание научно-исследовательских, проектно-конструкторских, испытательных учреждений, а также промышленных предприятий, задачами которых были разработка

ракет дальнего действия (РДД), жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), автоматических систем управления, наземного оборудования, систем телеизмерений, создание новых материалов, испытательных устройств и сооружений. В соответствии с Постановлением Совмина СССР в системе Министерства вооружения на базе Артиллерийского завода №88 был создан Государственный союзный научно-исследовательский институт №88 (НИИ-88). При нем было организовано ОКБ-1 (опытное конструкторское бюро), которое возглавил С. П. Королев.

Рис. 1.2. Баллистические ракеты: слева Р-1
(схема из фондов РГАНТД, ф. 107, оп. 2, д. 6735) и справа - V-2

Первым детищем советской ракетной промышленности была одноступенчатая тактическая баллистическая ракета средней дальности Р-1. Она была создана в ОКБ-1 под руководством Сергея Павловича Королева. Ее автономно-инерциальная система управления была разработана коллективом НИИ-885 под руководством М. С. Рязанского и Н. А. Пилюгина. В последующем практически

ежегодно шло освоение производства аппаратуры СУ новых ракет, создававшихся для обороны СССР.

Р-1 была принята на вооружение в ноябре 1950 года, а 9 мая 1951-го министерству вооружения были переданы только что построенный в Днепропетровске автомобильный и строящийся шинный заводы. На их базе был создан гигантский ракетный завод, получивший наименование «Южный машиностроительный завод» (Южмаш или завод № 586). При нем для экспериментального производства было создано ОКБ-586 (КБ «Южное» или КБЮ), а в Днепропетровском государственном университете (ДГУ) открыт физико-технический факультет, который стал основным поставщиком специалистов для Южмаша и ОКБ-586.

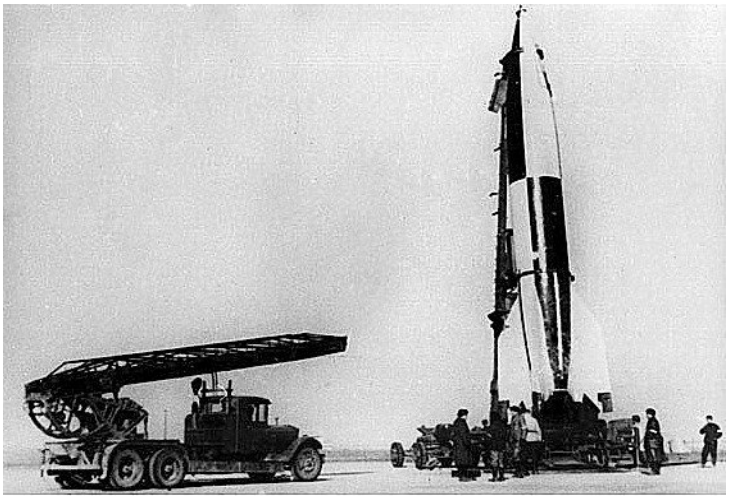


Рис. 1.3. Ракета Р-1 на стартовой позиции, 1948 г.
Фото из фондов РГАНТД, ф. 35, оп. 3, д. 22

В 1956 году в США появилась первая ракета, способная нести ядерный заряд – «Редстоун». В Советском Союзе в том же году была принята на вооружение ракета Р-5М, также несущая атомный заряд, мощность которого в четыре раза превышала мощность

бомбы, сброшенной на Хиросиму. Однако США быстрее наращивали ракетно-ядерный арсенал. В 1958 году у американцев появились две новые ракетные системы – «Юпитер» и «Тор», которые разместили в Великобритании, Италии и Турции. Вскоре в США были приняты на вооружение и межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) – в 1959 году – «Атлас» и в 1960-м «Титан-1» с дальностью стрельбы свыше 11 000 км.

Рис. 1.4. Доставка жидкого кислорода на стартовую позицию, 1948 г.
Фото из фондов РГАНТД, ф. 35, оп. 3, д. 42

К концу 1956 года в ОКБ-1 была завершена разработка и начаты испытания двухступенчатой МБР, которой был присвоен индекс Р-7 (Главное ракетно-артиллерийское управление МО СССР использовало индекс 8К71)[*]. Двигатели этой ракеты разработаны коллективом конструкторского бюро В. П. Глушко; автономная система управления под руководством Н. А. Пилюгина;

[*] В Советском Союзе была принята двойная кодировка боевых баллистических ракет – в секретной документации использовалась буква Р и номер ракеты, а в более открытых, хотя и секретных, источниках упоминалось изделие с буквенно-цифровым индексом. В США применяли обозначения, не имеющие ничего общего с советскими, – буквы SS и номер ракеты, а также давали имя собственное.

разработкой системы радиоуправления руководил М. С. Рязанский; гироскопических приборов СУ - В. И. Кузнецов; системы телеметрических измерений - А. Ф. Богомолов. Стартовый комплекс разработан под руководством Главного конструктора В. П. Бармина и построен на полигоне вблизи станции Тюра-Там (ныне космодром «Байконур»). Ракета имела длину 31,4 м, а ее диаметр был 11,2 м. Ее стартовая масса составляла 283 т, из которых 250 т - это масса заправляемых компонентов ракетного топлива (жидкий кислород, керосин, перекись водорода, газ), а масса боевой части доходила до 5400 кг. Максимальная дальность стрельбы составляла 8 000 км. 20 января 1960 года Р-7 была принята на вооружение.

Рис. 1.5. Старт ракеты Р-7. Фото из фондов музея НПО «Коммунар»

Вскоре ракету Р-7 заменил ее улучшенный вариант – Р-7А (8К74), летно-конструкторские испытания (ЛКИ) которой начались с 24 декабря 1959 года. При ее создании конструкторы отказались от легкоуязвимой системы радиоуправления и разработали новую головную часть массой 3 т., повысив дальность полета до 12 000 км. Из восьми испытанных ракет семь свою задачу выполнили. Ракета Р-7А была принята на вооружение в 1964 году и заменила ракету Р-7.

Задуманная и применяемая как боевая, ракета Р-7 имела надежную и удачную конструкцию, обладала энергетическими возможностями, позволяющими вывести в космос (на околоземную орбиту) полезную нагрузку значительной массы. Поэтому после успешных пусков 8К71 как баллистической ракеты, она была использована в 1957 для запуска первых в мире искусственных спутников Земли (ИСЗ). Таким образом, Р-7 или, как ее называли, «Королёвская семерка», стала основой для создания ракет – носителей (РН), выводящих на орбиту космические летательные аппараты (КЛА). В 1959–1963 годах выпускалась модификация Р-7 – ракета 8К72, с помощью которой осуществлены первые полеты к Луне и первые старты космонавтов в одноместных кораблях «Восток».

Но уже тогда было ясно, что эта ракета не может стать основой создаваемого ракетно-ядерного щита, так как ракетный комплекс имел низкую боеготовность. Стартовый комплекс ракеты Р-7 был трудно маскируемым, система заправки была чрезвычайно сложной, громоздкой была и система радиоуправления. Для подготовки ракеты к пуску требовались почти сутки. Таким образом она годилась только для нанесения превентивного удара, в то время как советская военная доктрина допускала применение ядерного оружия советской стороной только в ответ на такое нападение.

Выход был – переход на высококипящие компоненты топлива, в частности применение в качестве окислителя не жидкого кислорода, а азотной кислоты. Такой окислитель, несмотря на высокую химическую активность, позволяет держать ракету на стартовой площадке заправленной.

Первой ракетой, работающей на высококипящих компонентах топлива, стала тактическая ракета Р-11 (8А61), созданная под руководством Михаила Кузьмича Янгеля*. Р-11 и ее модификация Р-11М устанавливались на самоходных установках, а также они стали первыми в СССР корабельными ракетами. За Р-11 последовала ракета средней дальности Р-12 (8К63). Эта ракета создавалась уже в ОКБ-586, где пост главного конструктора занял М. К. Янгель. Р-12 стала первой в стране стратегической ракетой средней дальности, в которой использовалась полностью автономная инерциальная система управления. Кроме того, Р-12 стала самой массовой стратегической ракетой, с принятием ее на вооружение в СССР были созданы ракетные войска стратегического назначения (РВСН). Именно эти ракеты в 1962 году были доставлены на Кубу, чем вызвали чрезвычайно напряженное политическое, дипломатическое и военное противостояние СССР и США, вошедшее в историю как «Карибский кризис». Степень надежности днепропетровских ракет была так велика, что военное руководство решилось на беспрецедентную демонстрацию силы – четыре ракеты Р-12 были запущены с полигона Капустин Яр и, пролетев над Европейской частью Советского Союза, поразили цели на полигоне на Новой Земле. Две из них несли обычный заряд, а две других – ядерный.

* Во многих источниках конструктором ракеты Р-11 называется С. П. Королев. На самом деле он руководил ее модернизацией и является автором ракеты Р-11М (8К11)

Р-12 несла службу рекордно длительное время – 30 лет. Последние ракеты этого типа были сняты с вооружения в 1989 году, в соответствии с договором между СССР и США о ликвидации ракет средней и малой дальности [7, с. 239].

Таким образом, в конце 1950-х годов в СССР, кроме Р-7, не вполне пригодной для боевых целей, на вооружении состояли ракеты Р-5М (8К51) с дальностью стрельбы 1 200 км и Р-12 (8К71) с дальностью 2 000 км, способные нести ядерный заряд. Несмотря на лидерство в деле освоения Космоса, Советский Союз уступал США в создании боевых баллистических ракет. У американцев было больше и ядерных зарядов, и носителей. Ситуация усугублялась еще и тем, что американские ракеты имели бóльшую дальность стрельбы, да и точность у них была выше.

В связи с этим вышло постановление Совета Министров СССР № 514-232 от 13 мая 1959 года, предусматривающее резкое ускорение отработки ракет - Р-14 и Р-16, разрабатываемых ОКБ-586 под руководством М. К. Янгеля. Одновременно с ним, в этот же день подписывается постановление о создании МБР Р-9 ОКБ-1 С. П. Королева. Между ведущими Главными конструкторами впервые обозначилось открытое соревнование за создание лучшей межконтинентальной ракеты [8, с. 67].

В ОКБ-586 боевые ракеты создавали на высококипящих компонентах топлива. В результате к 1960 году были подготовлены ракета средней дальности Р-14 (8К65) и Р-16 (8К64) – первая в мире МБР, использующая в качестве окислителя азотную кислоту. Р-16 должна была обладать высокой степенью готовности к применению и, что еще более важно, помехозащищенностью и неуязвимостью в процессе боевого дежурства.

Параллельно ОКБ-1 во главе с С. П. Королевым начало создание проекта МБР Р-9, в которой в качестве окислителя по-прежнему предполагалось использовать жидкий кислород. Ракета у

Королева не получилась, и с тех пор его ОКБ-1 стало заниматься только космической тематикой, а головным разработчиком боевых баллистических ракет стало ОКБ-586 Янгеля.

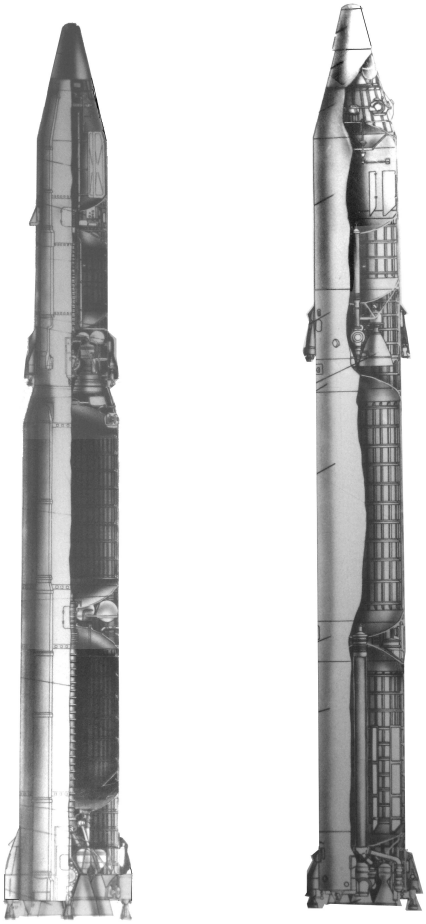


Рис. 1.6. Схемы боевых баллистических ракет Р-16 и Р-36.
Фото из фондов музея НПО «ХАРТРОН»

В 1957 году в действие вступил, ставший в скором времени главным, космодром Байконур. В то время даже у США не было подобного современного и оснащенного полигона. В этой гонке лидировал СССР: первый спутник, первая собака в космосе, вымпел на Луне, фотография обратной стороны спутника Земли – все это говорило о значительном превосходстве военной мощи Советского Союза. Однако, на самом деле, вопреки пропаганде ситуация была критическая. Ракетно-ядерные силы СССР не могли дать отпор потенциальному противнику, окружившему его военными морскими, сухопутными и авиационными базами. Вполне закономерно, что все надежды на изменение ситуации в корне, были возложены на МБР, разработанные в КБ Янгеля.

8 марта 1960 года постановлением Совета Министров СССР утверждена Государственная Комиссия по испытаниям ракеты Р-16 (8К64) в составе: Главный маршал артиллерии Неделин – председатель (заместитель министра обороны СССР, главком РВСН); Янгель – заместитель председателя, технический руководитель испытаний (главный конструктор ОКБ-586); Гришин – заместитель председателя (госкомитет СМ СССР по оборонной технике); генерал-майор Герчик – заместитель председателя (начальник НИИП-5 МО СССР). Также в состав комиссии вошли главные конструкторы Глушко, Коноплев, Кузнецов, Капустинский, заместитель главного конструктора ОКБ-586 Концевой.

Подготовка ракеты шла даже с некоторым опережением первоначального плана: испытание Р-16 можно было планировать на март 1961 года, что было на три месяца раньше установленного срока. Правительство задало специалистам несоизмеримые со здравым смыслом темпы: испытания ракеты провести в октябре 1960 года, в честь 43-й годовщины Великой Октябрьской Социалистической революции. Предприятиям пришлось перейти практически на круглосуточный режим работы. Безусловно, учеными руководил не только приказ «сверху» а и ответствен-

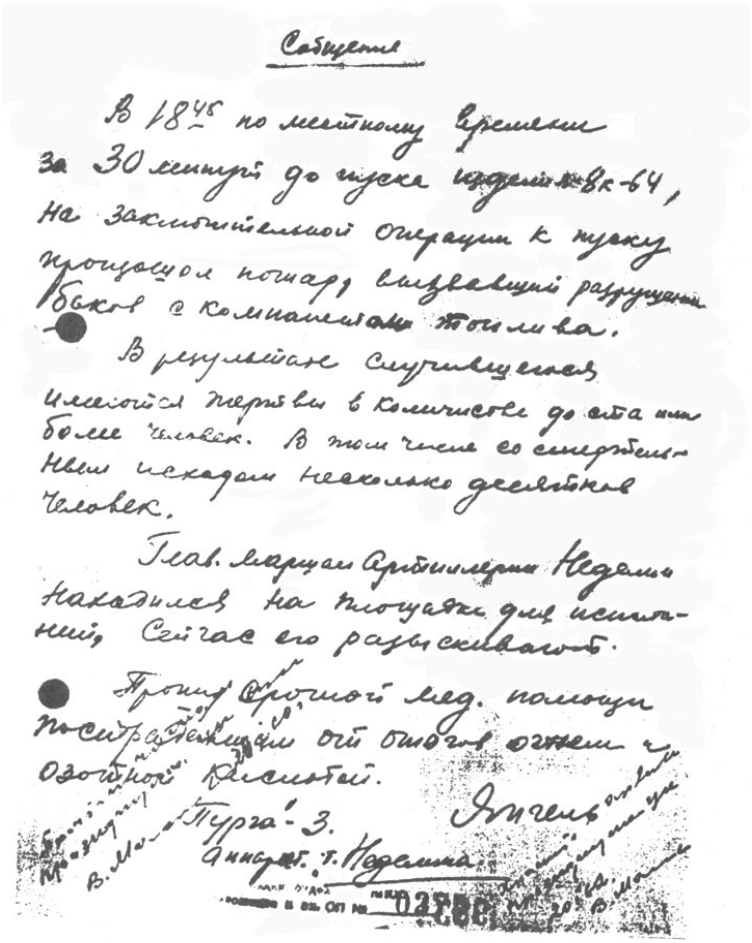
ность, и желание, в конце концов, преодолеть отставание в создании ракетно-ядерного щита государства [7, с. 258–265].

26 сентября ракета Р-16 под усиленной охраной была доставлена на полигон и установлена в монтажно-испытательном корпусе. Стремление руководства Советского Союза форсировать создание ракеты любыми средствами побудило разработчиков принять ряд отступлений от штатного порядка запуска. Комплексные испытания систем ракеты проходили трудно. В процессе ее технической подготовки выявились отдельные недостатки в аппаратуре системы управления и кабельной сети, которые устранялись силами специалистов промышленности и военнослужащих полигона. 21 октября ракета была вывезена на стартовую позицию, а 23 октября были закончены предстартовые испытания, которые прошли без замечаний. В тот же день ракета была заправлена топливом, и на следующий день правительственной комиссией было принято решение продолжать подготовку ракеты к пуску.

24 октября 1960 года при проведении подготовительных работ был допущен целый ряд отступлений от утвержденной технологии, в результате чего произошел преждевременный запуск маршевого двигателя второй ступени, который своим факелом прожег днище бака окислителя первой ступени. После этого разрушился бак горючего второй ступени, что и привело к мощному пожару и полному разрушению ракеты на старте. Ни одно из выявленных отступлений от нормативов, само по себе, отдельно взятое, не могло принести к катастрофе. И только их совокупность привела к столь роковому исходу.

В огне катастрофы погибли 74 человека, из которых 57 человек были военнослужащими. Среди погибших военных председатель комиссии по испытанию Главный Маршал артиллерии М. И. Неделин, заместитель начальника полигона полковник А. И. Носов, начальники управлений полигона подполковники Е. И. Осташев и Р. М. Григорянц. Среди погибших также главный конструктор системы управления Б. М. Коноплев, заместители

главного конструктора ракеты В. А. Концевой и Л. А. Берлин, заместитель главного конструктора двигателя Г. Ф. Фирсов. 49 человек получили ранения и ожоги разной степени, из них 18 скончались в больнице. Всего погибло 92 человека [9].



Сообщение

В 18[45] по местному времени за 30 минут до пуска изделия 8К-64, на заключительной операции к пуску произошел пожар, вызвавший разрушение бака с компонентами топлива.

В результате случившегося имеются жертвы в количестве до ста и более человек. В том числе со смертельными исходами несколько десятков человек.

Глав. маршал артиллерии Неделин находился на площадке для испытаний. Сейчас его разыскивают.

Кроме этого [illegible] получили ожоги огнем и азотной кислотой.

Тура-3.

Янгель

Адмирал т. Неделин

Рис. 1.7. Докладная М. К. Янгеля Первому секретарю ЦК КПСС Н. С. Хрущеву об аварии на старте Р-16. Документ из архива Президиума ЦК КПСС.

Катастрофа стала тяжелейшим ударом для всех разработчиков и испытателей ракеты Р-16. Преодолев шок первых дней после катастрофы, КБ Янгеля сделало все, чтобы не допустить подобного в дальнейшем. Трагическое событие 24 октября заставило радикально пересмотреть организацию работ по проектированию, производству и отработке ракетной техники, приняв концепцию безопасности как неотъемлемую часть процесса проектирования испытаний и эксплуатации. По решению правительства страны работы по созданию ракеты Р-16 были продолжены без каких-либо санкций и оргвыводов [2, с. 125]. 2 февраля 1961 года состоялся запуск и успешный полет первой в мире МБР с двигателями на высококипящем хранимом топливе. Впервые в СССР эта ракета была оснащена автономной системой управления.

Вслед за принятием на вооружение Р-16 Постановлением Правительства СССР от 12 мая 1962 года КБЮ было поручено создать стратегическую ракету Р-36 (8К67) тяжелого класса, способную доставить к цели сверхмощный термоядерный заряд на дальность 10 200 км. Эта ракета должна была преодолевать мощную систему противоракетной обороны (ПРО). 21 июля 1967 года ракетный комплекс Р-36 был принят на вооружение РВСН. Создание Р-36 позволило в 1972 году снять с вооружения устаревшие комплексы Р-16.

На основе Р-36 была создана ракета 8К67П с разделяющейся головной частью (РГЧ), а также орбитальная ракета 8К69 (Р-36 ОР) с неограниченной дальностью полета. В дальнейшем Р-36 послужила основой для создания самой мощной в мире МБР, занесенной в книгу рекордов Гиннеса. Речь идет о ракете, известной нам под американским названием SS-18 «Satan» (Сатана). На самом деле она имела наименование Р-36 2М УТТХ (Р-36 дважды модернизированная с улучшенными тактико-техническими характеристиками) или изделие 15А18М.

Таким образом, 50–60-е годы XX столетия стали периодом самого бурного развития как космической, так и боевой ракетной

техники. Советскому Союзу не только удалось добиться паритета в области ракетно-ядерного оружия, но и обойти Соединенные Штаты Америки в освоении космического пространства. Немаловажную роль в этом деле сыграли ракеты, разрабатывавшиеся и строившиеся в Днепропетровске. Однако такая важнейшая составляющая ракетного оружия и космических летательных аппаратов, как системы управления, с 50-х годов начали разрабатываться и изготавливаться в Харькове – одном из ведущих научных и промышленных центров СССР.

Список литературы:

1. Черчилль У. Вторая мировая война. В 3-х книгах. Кн. 3. Т. 5–6 / У. Черчилль. – М.: Воениздат, 1991. – 702 с.
2. Горелова С. А. Становление производства систем управления ракетно-космической техникой в Харькове / С. А. Горелова // Вісник Дніпропетровського університету Історія і філософія науки і техніки, 2009. – Вип. 17, № 1/2 – С. 119–126
3. Локк А. С. Управление снарядами / А. С. Локк. – М.: Физматлит, 1958. - 775 с.
4. Ишлинский А. Ю. Механика: идеи, задачи, приложения / А. Ю. Ишлинский. – М.: Наука. – 1985. – 624 с.
5. Первушин А. И. Астронавты Гитлера: Звездные войны третьего рейха / А. И. Первушин. – М.: Эксмо / Яуза, 2004. – 352 с.
6. Малиновский Б. Н. Очерки по истории вычислительной техники в Украине / Б. Н. Малиновский. – К.: Феникс, 1998. – 452 с.
7. Платонов В. П. Янгель. Орбиты жизни. 2-е изд., перераб. и дополн. / В. П. Платонов // Днепропетровск: Арт-Пресс, 2012. – 607 с.
8. Призваны временем. От противостояния к международному сотрудничеству / Под общ. ред. С. Н. Конюхова. - Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 768 с.
9. Ковалева Н. Правда о гибели главного маршала артиллерии М. И. Неделина. Ракетная катастрофа / Н. Ковалева, С. Мельчин, А. Степанов. http://epizodsspace.no-ip.org/bibl/istochnik/1995/kat.html

ГЛАВА 2

КОНСТРУИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ В ХАРЬКОВЕ

2.1. ПО «Коммунар» – первое предприятие для серийного производства систем управления боевыми баллистическими ракетами

Важнейшей частью баллистической ракеты является система ее управления (СУ). Именно от нее зависит успех применения ракеты. Первые системы управления строились с аналоговыми приборами систем стабилизации и электромеханическими счетно-решающими устройствами. Несмотря на то, что конструкция первой советской баллистической ракеты была скопирована с немецкой V-2, система управления для нее была создана оригинальная. Для массового производства СУ ракет Р-1 понадобилось специальное предприятие. Выпуск высокоточных приборов требовал соответствующих качества и культуры производства. Выбор для создания такого предприятия пал на город Харьков - крупный промышленный и научный центр. Для переоборудования взяли завод «Электроинструмент», ведущий свою родословную от детской колонии Антона Семеновича Макаренко. Расположение предприятия, в те годы практически за пределами города, не только давало возможность расширения территории, но и идеально подходило для размещения сверхсекретного производства.

Постановлением Совета Министров СССР № 3539-1646сс от 21 сентября 1951 года в целях «организации производства аппаратуры системы управления для изделий Р-1» Харьковский завод «Электроинструмент» был передан Министерству промышленности средств связи и ему присвоено наименование – «завод № 897 МПСС». Завод, получивший название «Коммунар», был первым заводом в СССР по серийному производству аппаратуры бортовых автономных СУ и наземного испытательно-пускового электрооборудования (ИПЭО) ракетных комплексов. Первым государственным заданием завода в работе по новому профилю стало освоение производства приборов бортовой СУ ракеты Р-1 (изделие 8А11).

Уже на начальном этапе производственники столкнулись с большим количеством технических проблем, решать которые нужно было оперативно, на месте, а не ждать помощи от центральных КБ и НИИ. В связи с этим Постановлением Совета Министров СССР № 5071-2199сс от 12 декабря 1951 года в целях «быстрейшего освоения серийного производства аппаратуры системы управления для изделия Р-1» на заводе № 897 с 1 января 1952 года было организовано специальное конструкторское бюро (СКБ-897). Его Главным конструктором стал переведенный из московского НИИ-885 А. М. Гинзбург, а директором завода В. Н. Куликов [1, с. 16–20]

В 1953 году КБ завода № 586 начало разработку проекта ракеты Р-12. Эта ракета была первой в стране стратегической ракетой средней дальности, в которой использовалась полностью автономная инерциальная система управления (до этого использовалась система радиокоррекции). Реализация этого принципа и использование высококипящих компонентов топлива дали возможность впервые в стране использовать принцип шахтного базирования и старта ракет.

СОВЕТ МИНИСТРОВ СССР

ПОСТАНОВЛЕНИЕ

от 21 сентября 1951г. №3539-1646сс
Москва, Кремль

Совет Министров Союза ССР постановляет:

3. В целях организации серийного производства аппаратуры системы управления изделий Р-1 обязать:

а) Министерство строительного и дорожного машиностроения передать в 2-недельный срок Министерству промышленности средств связи Харьковский завод "Электроинструмент". Присвоить указанному заводу наименование "Завод №897 Министерства промышленности средств связи".

Председатель
Совета Министров Союза ССР **И. Сталин**

Документ из фондов музея НПО «Коммунар»

Разработка системы управления Р-12 в части автономных систем велась коллективом НИИ-885 (Главный конструктор Н. А. Пилюгин) и силами специалистов СКБ завода «Коммунар» под руководством А. М. Гинзбурга - Главного конструктора системы. На плечи коллектива легла ответственность за проектирование СУ ракеты с дальностью полета до 2 400 км. В конце 1958 года все этапы проверки были завершены и ракета принята на вооружение. Указом Президиума Верховного Совета СССР от 26 июня 1959 года за успешную разработку, освоение и производство боевой техники группа СКБ была награждена правительственными наградами, а А. М. Гинзбург удостоен звания Лауреата Ленинской премии.

Первой самостоятельной разработкой СКБ завода «Коммунар» стало создание системы управления пороховой тактической ракеты «Онега» (1955 г.). В ее основу был положен принцип «чистого» инерциального управления. Особенностью системы стал разработанный в СКБ-897 однокоординатный метод управления, реализованный на базе одного маятникового акселерометра на внутренней оси гирогоризонта и дискретного счетно-решающего прибора. В состав системы управления входили гировертикант, акселерометры боковой и нормальной стабилизации, пневматические рулевые машинки. И, хотя ракета «Онега» в серию не пошла, ее летно-конструкторские испытания подтвердили правильность принципов, заложенных в основу построения системы управления.

В 1958 году завод «Коммунар», как единственный в стране серийный изготовитель аппаратуры систем управления ракет, получил задание освоить производство и начать выпуск бортовой и наземной аппаратуры СУ ракеты Р-7 (8К71). Задание стало и для завода, и для СКБ судьбоносным, так как в последующем модификации боевой ракеты Р-7 использовались для запуска искусственных спутников Земли (ИСЗ). С помощью ракеты Р-7А (8К74), оснащенной дополнительным блоком третьей ступени, 4 октября 1957 года был выведен на околоземную орбиту первый спутник Земли. Через месяц, 3 ноября, состоялся следующий полет с собакой Лайка на борту.

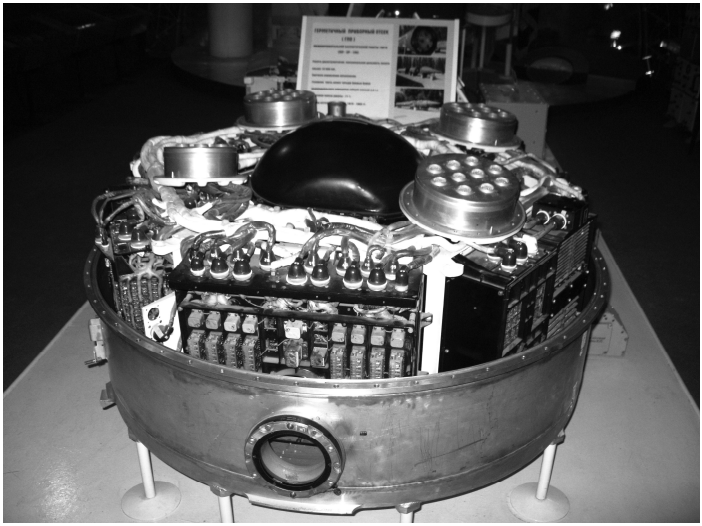


Рис. 2.1. Герметичный приборный отсек (ГПО) МБР 15А15 (МР - УР – 100). Ракета двухступенчатая, максимальная дальность полета свыше 10 000 км. СУ автономная. Головная часть имеет четыре боевых блока индивидуального наведения (общей массой 2,5 т). Стартовая масса ракеты – 71 т. Период изготовления ГПО: 1973 – 1982 гг.

Следующая модификация «Семерки» позволила доставить на Луну вымпел с гербом СССР (12.09.59) и совершить облет Луны, сфотографировав ее обратную сторону (04.10.59). Эта же ракета 12 апреля 1961 года вывела на орбиту первый пилотируемый космический корабль «Восток-1» с летчиком-космонавтом Ю. А. Гагариным. ПО «Коммунар» десятилетиями был и остается сейчас единственным изготовителем многих блоков и приборов аппаратуры этих ракет [1, с. 34–39].

Успешные запуски первых спутников и кораблей с космонавтами стали мощным стимулом к появлению новых идей и намерений. За 50 лет ракеты, оснащенные изготовленной в цехах завода бортовой аппаратурой СУ и запущенные с помощью изготовленного «Коммунаром» наземного ИПЭО, вывели на околоземные орбиты более 3500 космических кораблей различного назначения.

Среди них более 250 пилотируемых или обеспечивающих работу космонавтов на долговременных орбитальных станциях-лабораториях [2, с. 20].

Важнейшим заданием для «Коммунара» стало освоение производства бортовых вычислительных машин для ракетной техники и космических систем, которые выпускались по документации московского НИИ-885. Институтом была разработана серия СУ для ракетных и космических комплексов с использованием бортовой ЭВМ, в том числе и для космического ракетного комплекса «Зенит» (разработка конструкторского бюро «Южное» и ПО «Южный машиностроительный завод»). СУ для ракеты-носителя «Зенит» изготавливает сейчас ПО «Коммунар».

В 1964 году ОКБ-52 под руководством В. Н. Челомея приступило к созданию трехступенчатой универсальной ракеты УР500 («Протон»), которая на многие годы стала самым мощным космическим носителем. К работе было привлечено СКБ «Коммунар», ставшее вскоре ведущим по СУ «Протона» – здесь производится 49 приборов, составляющих 80 % общего количества приборов бортовой системы управления этой ракеты. С 1967 года ракетой-носителем «Протон» было выведено в космос более 280 различных космических аппаратов научного и народнохозяйственного назначения, включая тяжелые, весом до 12,5 тонн. Среди них известные орбитальные космические станции «Салют», «Мир», модули «Квант», «Кристалл» и многие другие.

В 1969 году проводились исследования Луны. Выводимые в космос ракетой «Протон» автоматические станции «Луна» доставили на спутник Земли самоходные аппараты «Луноход» и «Луноход-2», которые передавали изображение лунной поверхности. Во втором варианте на Луну высаживались возвращаемые ракеты, которые, взяв с помощью манипулятора образцы лунного грунта, трижды доставляли их на Землю. В этих работах «Коммунар» принимал участие также как изготовитель бортовой аппаратуры, установленной на станциях «Луна», осуществлявшей управление движением, выходом на околоземную орбиту и торможением аппарата для посадки на Луну.

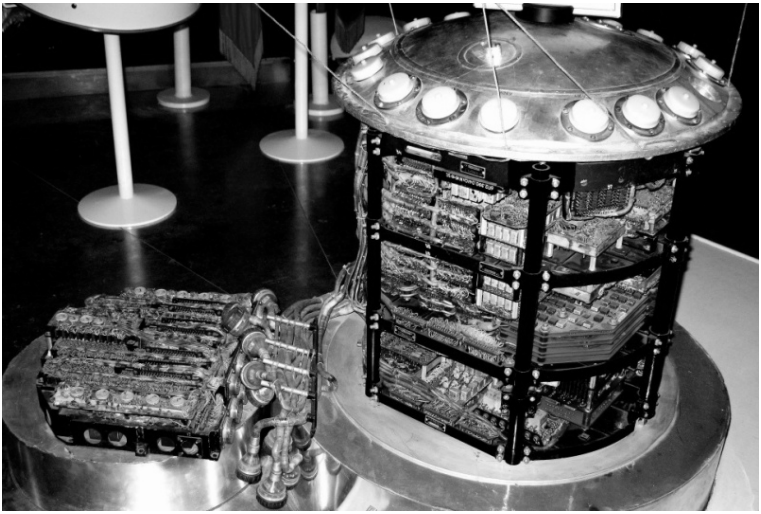


Рис. 2.2. Блок управления угловой стабилизацией и ориентацией КЛА при полете по трассе к Луне и выходе на околоземную орбиту

В 1980-е годы из модулей, выведенных на околоземную орбиту «Протоном», была собрана космическая станция – лаборатория «Мир-2» массой 130 тонн, проработавшая на орбите более 15 лет - до апреля 2001 года.

В 1982 году «Коммунар» начал изготовление опытных образцов, а в 1986-м приступил к серийному производству бортовой аппаратуры системы управления нового космического носителя «Зенит» (11К77). Освоение производства такого заказа стало для завода очередной ступенью технического прогресса. Коллектив «Коммунара» стал участником осуществления большого международного проекта под названием «Морской старт», в котором ракета используется в варианте «Зенит-3SL». В реализации проекта принимают участие Норвегия, США, Россия и Украина. По этому проекту впервые в мире осуществляются запуски с подвижной морской платформы. Перемещаясь по океану, она дает возможность производить запуск ракет из оптимальных для поставленных задач географических точек, в том числе и лежащих на экваторе.

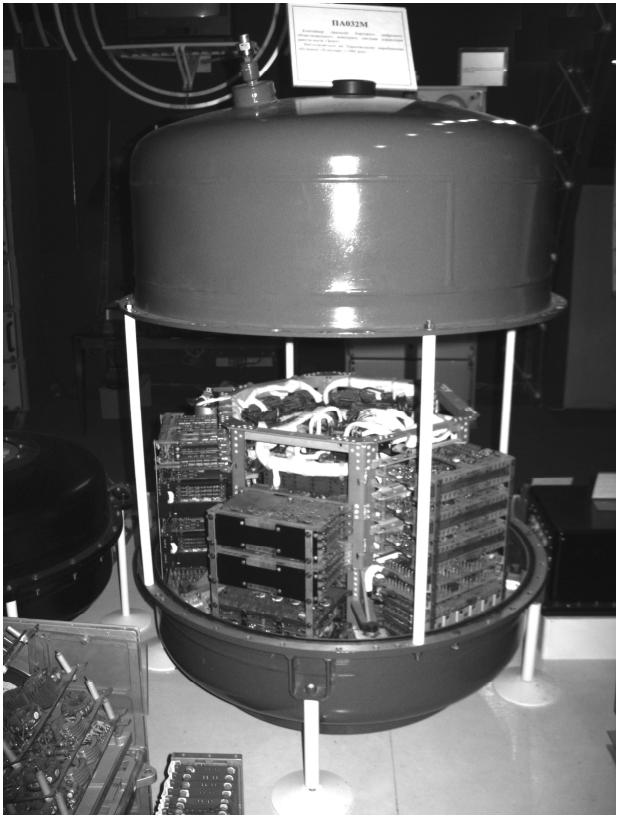


Рис. 2.3. ПА032М Контейнер бортового цифрового вычислительного комплекса системы управления ракеты-носителя «Зенит». Изготавливается на НПО «Коммунар» с 1986 года

Не менее важным направлением в работе «Коммунара» с 60-х до начала 90-х годов было изготовление систем дистанционного управления ракетными комплексами (СДУК). Это была сложная аппаратура, высокотехничного уровня, строившаяся первоначально на релейных, а затем на цифровых принципах управления. В разработке отдельных ее модификаций участвовал коллектив СКБ предприятия.

Рис. 2.4. Морской старт ракеты «Зенит» Фото из музея ПО «Коммунар»

В 1983–1986 годах «Коммунар» выполнял государственное задание по освоению производства и поставки ракетным войскам стратегического назначения унифицированной системы дистанционного управления «Сигнал - А», для подвижного грунтового ракетного комплекса «Тополь». Наземная аппаратура системы управления, размещающаяся в отдельном бункере самоходной пусковой установки, серийно выпускалась на производственном объединении «Коммунар». ПО «Коммунар» и теперь активно работает над поддержанием технического состояния своей техники в составе комплекса «Тополь».

Еще одним направлением работ ПО «Коммунар» было создание наземных комплексов для испытания космических кораблей на заводах-изготовителях и в эксплуатации, включая предстартовую

подготовку. В 1966 году СКБ «Коммунар» получило первое задание на разработку автоматизированного испытательного комплекса, предназначенного для работы в составе сложного космического комплекса «Алмаз», создававшегося под руководством Генерального конструктора В. Н. Челомея. Был разработан и поставлен на производство комплекс 11Н560 (КИК), который по своим техническим характеристикам, эксплуатационным данным и схемно-конструктивному исполнению не имел отечественных аналогов. С 1970 по 1980 год было изготовлено 18 таких комплексов. Они работали и продолжают работать на заводах промышленности, на технических и стартовых площадках космодромов Байконур и Плесецк.

С 1977 года на ПО «Коммунар» создается универсальный контрольно-регистрирующий автоматизированный наземный комплекс «Кипарис» для испытаний различных объектов контроля. С 1981 по 1991 годы коллектив завода изготовил и поставил на головные предприятия промышленности, на технические и стартовые позиции космодрома Байконур 34 комплекта этой аппаратуры, которая с честью выдержала проверку временем. Она обеспечила проведение испытаний многоразового корабля «Буран» на всех стадиях подготовки к полету, который состоялся 15 ноября 1988 года [2, с. 8–13].

История предприятия складывается из судеб людей, которые в разное время трудились в коллективе. Пять Героев Социалистического Труда, два лауреата Ленинской премии, одиннадцать лауреатов Государственной премии СССР. Более тысячи коммунаровцев награждены за труд правительственными наградами – орденами и медалями. И весь коллектив вместе, и каждый его член отдельно внесли вклад в освоение, создание и развитие ракетно-космической техники.

2.2. Разработчик систем управления Конструкторское бюро «Электроприборостроения»

КБ «Электроприборостроения» было создано на основании постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 390-182 от 11.04.59 года, приказа Государственного комитета Совета Министров СССР по радиоэлектронике от 21.04.59 года в целях создания в УССР комплекса научно-исследовательских и опытно-конструкторских организаций по разработке вычислительной техники и систем автоматического управления [3, с. 17].

К концу 1950-х годов после создания и подключения к ракетной тематике, помимо конструкторского бюро С. П. Королева, еще двух КБ (Михаила Кузьмича Янгеля и Владимира Николаевича Челомея) возникла необходимость создания в СССР и дополнительных конструкторских организаций по системам управления ракет.

Приступая в 1956 году к разработке МБР Р-16* и желая обеспечить защиту ракеты от помех, Главный конструктор ОКБ-586 М. К. Янгель пришел к идее разработки инерциальной СУ. Не найдя поддержки у директора НИИ-885 М. С. Рязанского и его заместителя Н. А. Пилюгина, Михаил Кузьмич делает предложение главному конструктору НИИ-944 В. И. Кузнецову взять на себя ответственность за разработку автономной инерциальной СУ. В то же время Янгель обращается к правительству с предложением об организации в Харькове на базе СКБ-897 («Коммунар») нового ОКБ по разработке СУ. 11 апреля 1959 года вышло Постановление Совета Министров СССР «Об организации ОКБ-692 (а/я 67)», которое взяло на себя функции головного комплексного научно-исследовательского и опытно-конструкторского предприятия по разработке СУ для ракет, создаваемых в ОКБ-586 [3, с. 15–17].

* Р-16 (8К64, американское обозначение – SS-7 «Saddler») Двухступенчатая МБР для наземных стартовых комплексов. Разработана в КБ «Южное» под руководством М. К. Янгеля. Первая МБР на высококипящих компонентах топлива

В апреле 1959 года в Харькове, на базе СКБ-897 и СКБ-285, было создано новое особое конструкторское бюро – ОКБ № 692*, которое должно было стать головным научно-исследовательским и опытно-конструкторским предприятием, осуществляющим координацию работ по созданию систем управления для ракет, разрабатываемых в ОКБ-586. Ядром предприятия стал коллектив, перешедший из СКБ-827 и возглавляемый А. М. Гинзбургом. Сам Абрам Маркович стал заместителем Главного конструктора ОКБ-692. Этот коллектив уже имел опыт разработки системы управления пороховых тактических ракет «Онега».

Руководителем и Главным конструктором ОКБ-692 стал Б. М. Коноплев. О Борисе Михайловиче мало что известно, в основном по причине принадлежности его деятельности к оборонной промышленности, с которой только в последние годы частично был снят гриф секретности. Благодаря архивным документам ПАО «ХАРТРОН» удалось пролить свет на некоторые факты его биографии до его судьбоносного назначения. В 1931 году Коноплев окончил политехникум связи им. Подбельского в Москве. Несколько лет работал преподавателем и инженером, возглавлял группу молодых поселенцев в Арктике на берегу Карского моря [4]. Вернувшись в Москву, в 1937 году поступил в МГУ на физический факультет, однако так и не окончил его, в связи с репрессиями в его семье. До 1943 года под руководством О. Ю. Шмидта разработал и изготовил опытный образец автоматической радиометеорологической станции для работы в условиях Арктики. Позже, в 1946 году, Борис Михайлович за эту работу был удостоен Сталинской премии.

С июля 1946 года начинается плодотворная деятельность Б. М. Коноплева по разработке систем радиоуправления ракет дальнего действия. До 1950 года он работает в НИИ-20, главный

* ОКБ-692 получило номер п/я 67 (почтовый ящик) и официальное название – КБ «Электроприборостроения», ныне Научно-производственное объединение «ХАРТРОН»

конструктор системы радиоуправления ракеты Р-5. С 1950 года - в НИИ-885 Министерства промышленности средств связи. Борис Михайлович становится там главным конструктором системы радиоуправления ракеты Р-7, работает под руководством М. С. Рязанского. Не найдя общего языка с создателем автономных СУ Пилюгиным, в 1955 году переходит работать в НИИ-695, вплоть до назначения в 1959 году ГК ОКБ-692. По одной из версий Коноплев получил назначение по личному ходатайству М. К. Янгеля, который подбирал для воплощения своих идей нестандартно мыслящих и целеустремленных людей.

Новое КБ стало головным в отрасли по разработке автомата стабилизации и комплекса наземного пускового и проверочного электрооборудования. По системам автономного управления, командным гироскопическим приборам и автомату управления дальностью стрельбы головной организацией на первом этапе был НИИ-944 (главный конструктор В. И. Кузнецов).

Впервые в отечественной практике предлагалось разработать автономную систему управления на базе трехосной гиростабилизированной платформы с установленными на ней в плоскости стрельбы гироинтеграторами. Управление дальностью стрельбы осуществлялось на основе одной из разновидностей функционального метода наведения, разработанного академиком А. Ю. Ишлинским. Приборная реализация его выполнялась электромеханическим счетно-решающим прибором. Программные функции на борту ракеты воспроизводились электромеханическими магнитофонами со специальной проволокой вместо ферритовой ленты, и временными программно-токовыми распределителями.

Автономность управления на базе инерциальной системы навигации требовала высокой точности стабилизации движения центра масс и, в этой связи, было предложено оригинальное решение задачи высокоточного регулирования кажущейся скорости (РКС). Эта задача была решена с помощью ламельных датчиков с релейной характеристикой. Традиционный усилитель-

преобразователь был заменен на релейно-логический преобразователь сигналов. Данная система обеспечивала весьма малую статическую ошибку и характеризовалась повышенной динамикой регулирования. Большая серия наземных испытаний на реальных двигателях, проведенная по инициативе Б. М. Коноплева, доказала взаимную совместимость двигателей и системы РКС. Одновременно в процессе этих испытаний впервые в стране была изучена динамика жидкостно-реактивных двигателей большой тяги как объекта управления. Творческий коллектив молодого ОКБ-692 впервые в стране разработал бортовые приборы автомата стабилизации, реализующего сложные законы регулирования на базе магнитно-полупроводниковых элементов [3, с. 22].

Катастрофа 24 октября нанесла тяжелый удар и по ОКБ-692. Несмотря на потерю ведущих специалистов, работы по СУ Р-16 были продолжены. В Харькове прошло техническое совещание, на котором были определены объемы и сроки доработки СУ. Главным конструктором ОКБ-692 стал Владимир Григорьевич Сергеев, проработавший на этом посту до 1986 года.

Рис. 2.5. Академик В. Г. Сергеев

В феврале 1961 года был осуществлен первый пуск Р-16, квалифицированный как удачный, несмотря на потерю устойчи-

вости второй ступени. Проблема структурной неустойчивости в каналах системы угловой стабилизации, обусловленной колебаниями частично заполненных топливных баков, впервые была решена группой динамиков ОКБ-692 в составе А. И. Гудименко, Я. Е. Айзенберга и др. [3, с. 30–31]. Разработанная методика проектирования систем угловой стабилизации объектов ракетно-космической техники (РКТ) с полостями, заполненными жидким наполнителем, была принята в головных организациях.

В октябре того же года по документации ОКБ-692 началось производство аппаратуры системы управления ракеты Р-16 на серийных заводах [3, с. 34]. Эта ракета стала первой баллистической ракетой большой дальности (до 13 000 км), имеющей короткое время подготовки к пуску (18 мин.) и радиус рассеивания не более 10 км. Ее производство позволило создать ракетные войска стратегического назначения, способные выполнить задачу стратегического сдерживания – предотвращения мировой ядерной войны. 1 ноября 1961 года три первых ракетных полка, оснащенных ракетами Р-16, заступили на боевое дежурство.

Успехи летных испытаний ракеты Р-16 продемонстрировали возросший уровень профессионализма не только разработчиков самой ракеты, но и создателей СУ. Для коллектива только что организованного ОКБ-692 это было важнейшим достижением, продемонстрировавшим тот факт, что предприятию по силам самостоятельные разработки сложнейших СУ государственного значения. Именно создание в ОКБ-692 системы управления Р-16 позволило Харькову заявить о себе не только как о крупнейшем серийном производителе систем управления, но и как о центре разработки ракетно-космической техники.

В середине 1960 года ОКБ-692 было назначено головной организацией по разработке комплекса СУ для ракеты-носителя 63С1. Для молодого коллектива ОКБ-692 это была престижная задача – к этому времени в стране была создана единственная ракета-носитель - Р-7, СУ которой была разработана в НИИ-885

под руководством Н. А. Пилюгина, имевшего непререкаемый авторитет в этой области. После двух неудачных, 16 марта 1962 года был осуществлен успешный пуск ракеты 63С1, в результате которого выведен на орбиту первый спутник ДС-2, разработанный в ОКБ-586 и известный как «Космос-1». С этим пуском закончилась монополия ОКБ-1 как на средства запусков, так и на сами искусственные спутники Земли. Для ОКБ-692 это был важный запуск, который наряду с успешным ходом летных испытаний ракеты Р-16 продемонстрировал возросший уровень профессионализма его разработчиков [3, с. 35].

Таблица 2.1

Разработка СУ первых советских баллистических ракет

Ракета	Разработчик СУ	Год	Дальность, км	Вес БЧ, кг
Р-1 (8А11)	НИИ-885	1952	270	785
Р-2 (8Ж38)	НИИ-885	1952	600	1008
Р-5М (8К51)	СКБ-897, НИИ-885	1955	1200	1008
Р-7 (8К71)	НИИ-885	1956	8000	до 5400
Р-7А (8К74)	НИИ-885	1959	12000	до 3000
Р-12М (8К63)	СКБ-897, НИИ-885	1958	2400	1600
Р-16 (8К64)	СКБ-897, СКБ-692	1960	13000	до 2175

За несколько лет до создания ОКБ-692 происходил активный рост предприятий, которые впоследствии составили его ядро: СКБ-897 и ОКБ-285 завода им. Шевченко. В этот период на работу были приняты будущие известные создатели ракетно-космической техники: В. К. Копыл – руководитель приборного отделения, создававшего бортовую и наземно-пусковую аппаратуру; А. С. Гончар – главный конструктор системы управления ракеты «Энергия»;

С. С. Корума и В. Д. Стадник – высококлассные баллистики, идеи которых использовались в создании систем управления ракет и обеспечивали им невероятную точность попадания в цель; А. И. Кривоносов – создатель высоконадежной аппаратуры, В. А. Уралов – Главный конструктор СУ ряда боевых ракет, в том числе «Сатаны», Б. М. Конорев – создатель системы программирования, не имеющей аналогов в СССР. Это были тщательно отобранные и грамотные специалисты, помимо этого еще и обладающие желанием работать и учиться. После слияния двух КБ, на деле не раз была доказана эффективность работы молодого коллектива, который впоследствии завоевал доверие в создании надежных электроприборов систем управления боевыми ракетами.

С первых дней существования нового предприятия ОКБ-692 в его составе начало действовать теоретическое подразделение, в скором времени выросшее в самостоятельное и одно из самых крупных – третий комплекс. Полностью сформировавшееся третье отделение имело три основных направления: баллистики, стабилизации и программирования. Свое начало оно ведет еще из СКБ-897, которым руководил А. М. Гинзбург. Роль и значение теории Абрам Маркович понимал и приложил немало сил к созданию соответствующих подразделений, начиная с небольшой лаборатории и затем отдела в составе руководимого им комплекса в ОКБ – 692 [5 с. 20–21]. Во всех последующих работах ведущая роль в определении облика системы управления принадлежала специалистам третьего комплекса. Ни одно обсуждение как принципиальных, так и текущих вопросов на всех уровнях внутри и вне организации не проходило без участия третьего отделения.

Создание ракеты большой дальности показало необходимость разработки бортовых систем управления на базе цифровых устройств и бортового цифрового вычислителя. Эта идея была впоследствии реализована специалистами ОКБ-692. В приборных отделениях, руководимых А. И. Кривоносовым и В. К. Копылом, были созданы подразделения для непосредственной разработки

БЦВМ и ее наземной проверочно-пусковой части, а конструкторы и технологи приступили соответственно к разработке конструкции и технологии ее производства. С 1965 года началось создание серии таких машин, и уже в 1968 году был испытан первый образец БЦВМ типа 1А100. Это была одноканальная машина, построенная на гибридных модулях серии «Тропа-1». Через шесть месяцев появилась ее трехканальная модификация на монолитных интегральных схемах 1А200 с унифицированным процессором М4М. В 1971 году, впервые в СССР, был произведен запуск новой ракеты Р-36 (15А14) с системой управления, включающей бортовую ЭВМ [6, с. 134].

С 1976 года начата разработка серии БЦВМ на больших интегральных схемах и к 1979 году создана БЦВМ на базе процессора М6, которая вместе с ее модификациями была использована на боевых ракетных комплексах и на ракете-носителе «Энергия». Под руководством А. И. Кривоносова отделом были разработаны теоретические основы синтеза высоконадежных вычислительных структур с многоярусным мажоритированием. Эти разработки широко применялись и в последующих модификациях БЦВМ, обеспечивая высокую надежность их функционирования.

Использование первых бортовых вычислительных машин сразу продемонстрировало необходимость совершенствования структурных методов повышения надежности. Вся противоаварийная система, вся защита строились именно на базе БЦВМ. В одном корпусе находилась не одна, а как минимум три независимых БЦВМ, которые резервировались на семи разных уровнях. Приходилось учитывать все возможные, а порой невозможные факторы влияния на электронику во время полета: колебания температуры, перегрузки, вибрации, давление и многие другие возникающие проблемы.

Удачно выбранный и реализованный комплекс вычислительных характеристик, надежная элементная база обеспечили этой бортовой ЭВМ уникальный срок жизни - около 25 лет. В последую-

щие годы созданы еще четыре поколения бортовых ЭВМ, имеющих одни из лучших в СССР вычислительные и эксплуатационные характеристики и эффективную технологию разработки программного обеспечения, не уступающие зарубежным аналогам [7, с. 349–352].

За создание уникального радиационно-стойкого бортового вычислительного комплекса его главному конструктору А. И. Кривоносову была присуждена Ленинская премия.

Создание системы управления, основанной на применении БЦВМ, давало неоспоримые преимущества. Оно позволило не только надежнее стабилизировать полет ракеты, но и гибко менять полетное задание. Кроме того, наличие на борту ракеты вычислительной машины позволило управлять сложнейшими процессами во время подготовки ее к пуску и во время самого полета. Необходимость изменения конкретной программы или исправления ошибки зачастую возникала в самый неподходящий и критический момент, когда ракета или космический корабль находились на стартовой позиции. Для этого был создан специальный комплекс, включающий ЭВМ БЭСМ-6 и специально изготовленные блоки системы управления. Специальные алгоритмы моделировали полет ракеты и вносили основные возмущающие факторы [7, с. 352]. Это позволяло отработать реакцию системы управления на различные, как штатные, так и нештатные ситуации.

Электронный пуск – это метод предстартовой обработки информации. Оборудование занимало помещение более 300 м^2 и обслуживалось штатом из 50 человек. Использовалось также множество аналоговых моделирующих установок, на которых имитировались различные варианты возмущений, таких, как воздействие атмосферы, солнца и многих других факторов, в зависимости от объекта проверки. Вероятность отказов была довольно большая, и приборы часто выходили из строя, поэтому нерезервированную систему ставить на вооружение с ядерным оружием было просто недопустимо. И, хотя элементная база

создавалась специально по заказу ракетно-космической отрасли, дефицит качественной продукции присутствовал постоянно. Отказ или преждевременный выход из строя одного из элементов СУ мог привести к непоправимым последствиям. Понимая всю ответственность положения, специалисты уже во время разработки проводили множественные контрольные проверки, чтобы на вооружение не поступали ненадежные элементы.

Коллектив разработчиков «электронного пуска» (Я. Е. Айзенберг, Б. М. Конорев, С. С. Корума, И. В. Вельбицкий и др.) был удостоен Государственной премии УССР.

Переход на дискретную технику завершался широким применением бортовых и наземных компьютерных систем. В 1979 году были приняты на вооружение ракеты Р-36М УТТХ (15А18) и УР-100НУ (15А35) с унифицированным бортовым вычислительным комплексом. А применение «электронного пуска» обеспечило эффективный и полный контроль полетных заданий. Эта работа стала выдающимся достижением ОКБ-692 и означала новый этап в развитии ракетостроения.

Входящим в состав третьего отделения специальным отделом программирования под руководством инициативного и талантливого инженера и ученого Б. М. Конорева была создана технология бездефектного создания и отработки программ управления, включавшая все этапы разработки ракетно-космических систем и их летные испытания. Элемент этой системы - СДКП (система динамической коррекции программы) прочно закрепил за собой репутацию надежного элемента, так как зачастую помогал найти выход в самых критических ситуациях. Именно она обеспечила возможность оперативного внесения необходимых изменений в программное обеспечение на всех этапах работ от предстартовых испытаний до работы на орбите [7, с. 353].

Во многих случаях СДКП срабатывала и вместо длительной и тяжелой процедуры снятия приборов памяти, дело ограничивалось несколькими часами, а необходимые исправления вводились в

оперативную память с пульта управления. Важнейшим условием приближения к реальным условиям полета было использование подлинной аппаратуры и агрегатов ракеты. Ярким примером успешности подобной наземной проверки является тот факт, что компьютерная система управления транспортного корабля снабжения ракетно-космической системы «Алмаз» в течение двух суток автономно, без вмешательства Центра управления выполнила сложнейшую программу полета, состоящую из построения орбитальной и гироскопической систем координат, трех орбитальных переходов поиска, сближения и, наконец, стыковки со станцией «Салют».

Вышеперечисленные разработки специалистов ОКБ обеспечили предприятию ведущее положение в отрасли. Это привело к тому, что круг головных разработчиков ракетно-космических объектов, для которых разрабатывались системы управления, расширился. Кроме ОКБ-586 (КБ «Южное») Янгеля, ОКБ-51 (НПО машиностроения) Челомея и ОКБ-10 Решетнева с предприятием начали работать фирмы ОКБ-301 Лавочкина, КБ «Салют» Полухина, НИИ АП Лапыгина, НПО «Энергия» Глушко [6, с. 134]. В области разработок динамики полета, наведения ракет на цель, создания автоматических систем управления ОКБ-692 занимало ведущие позиции в мире. Практически все разработки предприятия внедрялись в практику, принимались на вооружение и вводились в эксплуатацию. Отличительным знаком ОКБ стала надежность создаваемой аппаратуры. Большинство боевых ракетных комплексов, в создании которых принимал участие «ХАРТРОН», было принято на вооружение и составило основу стратегических ядерных сил Советского Союза на многие десятилетия. От первых ракет Р-12 и Р-16 до непревзойденных по своим техническим характеристикам и боевым качествам ракет Р-36М2 и УР-100Н, можно проследить, как стремительно развивалось и росло предприятие.

Под руководством Главного конструктора В. Г. Сергеева организацией были созданы системы управления для четырех

поколений межконтинентальных баллистических ракет, трех поколений космических ракет-носителей, многих типов искусственных спутников земли и космических аппаратов. В течение пятидесяти лет оно является ведущим разработчиком не только систем управления, но также бортовых и наземных вычислительных комплексов, сложного электронного оборудования для различных типов ракет и космических аппаратов. За эти годы созданы системы управления межконтинентальных баллистических ракет, в том числе самой мощной в мире боевой ракеты Р-36 М2 УТТХ (15А18М) получившей в США название «Сатана» (SS-18 Satan), ракет носителей «Энергия» и «Циклон», орбитальных модулей «Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Природа», «Спектр», более 150 спутников серии «Космос» и др. объектов.

Теперь ОКБ-692 носит название ПАО «ХАРТРОН» и успешно продолжает свою работу в рамках украинской космической программы (ракеты-носители «Рокот», «Ангара», «Стрелок», «Циклон-4»), системы управления космических аппаратов и т.д. …

Как уже отмечалось, с начала 1960 х годов предприятие начало усиленно развиваться. Возникла острая потребность в квалифицированных кадрах. В первые годы специалисты для работы в ОКБ-692 подбирались из числа молодых выпускников вузов, имеющих склонность к научной работе и свободно владеющих большим объемом теоретических знаний. Происходил подбор сугубо по индивидуальному принципу и, как правило, еще на стадии учебы, на пятом курсе или при дипломном проектировании из числа наиболее способных студентов в области математики или механики. К сожалению, молодых специалистов, окончивших математические или авиационные факультеты, необходимо было доучивать на предприятии в течение достаточно длительного времени. Все чаще возникал вопрос о целевой подготовке для предприятия специалистов в области динамики полета и управления.

Список литературы:

1. Грищенко В. Т. Страницы истории НТ СКБ «Полисвит» Производственного объединения «Коммунар». 1952–2002 гг. / В. Т. Грищенко, В. А. Остапченко, Н. Ф. Сидоренко и др. // Х.: design/проект, 2001. – 412 с.

2. Сабадош Л. Ю. Государственное научно-производственное предприятие «Объединение Коммунар» 1927–2007 гг. / Л. Ю. Сабадош и др. // Х.: ПКЧП «Ома-Пак», 2007. – 30 с.

3. Научно-производственное предприятие «ХАРТРОН-АРКОС». Хроника дат и событий. 1959-2005 гг. / Второе издание (дополненное) // Х.: НПП «ХАРТРОН-АРКОС», 2006. – 212 с.

4. Астафьев А. Боевая радиовахта. / А. Астафьев // «Радиофронт», 1936. – № 4. – С. 61-62

5. Горелова С. А. История создания бортовой вычислительной машины и системы проверки «Электронный пуск» на НПО «ХАРТРОН» / С. А. Горелова // Вестник НТУ «ХПИ» История науки и техники, 2009, вип. 48, с. 17–29

6. Гончар А. С. Звездные часы ракетной техники. Воспоминания / А. С. Гончар – Х.: Факт, 2008. – 400 с.

7. Малиновский Б. Н. Очерки по истории вычислительной техники в Украине / Б. Н. Малиновский – К.: Феникс, 1998. – 452 с.

ГЛАВА 3

ФАКУЛЬТЕТ НОВОГО ТИПА

На волне повышенного интереса к системам управления (СУ) космическими летательными аппаратами (КЛА) в 1964 году на инженерно-физическом факультете Харьковского политехнического института (ХПИ, ныне Национальный технический университет «ХПИ») была создана кафедра «Автоматическое управление движением» (АУД, с 2000 года – кафедра «Системы и процессы управления»). Случайная встреча в поезде двух замечательных ученых – Главного Конструктора КБ «Электроприборостроения» Владимира Григорьевича Сергеева и профессора кафедры динамики и прочности машин ХПИ Арега Варшаковича Дабагяна – предрешила, в конечном итоге, развитие такого важного и трудоемкого направления в науке и технике, как создание СУ КЛА.

На момент этой судьбоносной встречи А. В. Дабагян уже защитил докторскую диссертацию и был утвержден в звании профессора [1]. Арег Вагаршакович был разносторонне развитым и глубоко увлеченным наукой человеком. Его интересовали многие направления науки, но все, чем он занимался, он изучал самостоятельно, глубоко и скрупулезно. Когда у руководства института возникла идея организации новой кафедры на факультете с поручением заведывания А. В. Дабагяну, особый интерес ученого

вызывали два направления современных исследований: создание систем управления движением КЛА и термоядерный синтез. Оба направления были новы, интересны и открывали широкие горизонты для творческого развития науки. Именно в этот момент встреча с Главным Конструктором КБ «Электроприборостроения» В. Г. Сергеевым предопределила дальнейший ход развития событий.

Перед Владимиром Григорьевичем в то время стояло множество задач, и одной из самых приоритетных была задача создания базы подготовки кадров. Создание систем управления набирало «космические» обороты. Параллельно пришло осознание необходимости менять саму концепцию создания СУ: на тот момент стало очевидно неоспоримое преимущество использования цифровой вычислительной машины на борту МБР перед аналоговыми и дискретными счетно-решающими устройствами. Необходимо было наладить непрерывную поставку инженеров узкой специализации. Поиск увлеченных и ответственных молодых людей по вузам города не был уже настолько эффективен, как прежде. Даже для увлеченного и одаренного студента нужно было какое-то время на переподготовку. Логичнее и эффективнее было создать специальную кафедру, которая выпускала бы уже готовых к работе специалистов. Развитие же ракетно-космической отрасли в СССР предполагало расширение производства, в том числе и создания систем управления КЛА. При этом качество производства должно было расти вместе с количеством заказов, что тоже требовало постоянного пополнения отделов и лабораторий качественными и ответственными кадрами.

Владимир Григорьевич, будучи руководителем сверхсекретной организации, Арегу Вагаршаковичу не представился, однако увлеченно рассказывал о проблемах создания СУ для РКТ. Главный конструктор обладал безусловным даром убеждения, а Дабагян умел слушать и анализировать. Устное соглашение было достигнуто прямо в поезде, но разговор так бы и окончился ничем,

если бы Сергеев не предпринял шагов по созданию новой специальности. Предложение об использовании предприятия в качестве базового для подготовки уникальных специалистов окончательно убедили профессора ХПИ в правильности его решения. Вскоре устное соглашение вылилось в официальный договор. Безусловно, ведущий технический вуз СССР, при наличии в Харькове такой современной организации с большим научным и техническим потенциалом как КБ «Электроприборостроения», не мог остаться в стороне и не принять участие в подготовке специалистов для аэрокосмической отрасли.

Разговор в поезде двух ученых, работы Дабагяна по подготовке к созданию новой кафедры предопределили многие решения, в том и числе и выбор факультета, на котором будет создаваться новая кафедра. Но даже если бы такой замечательной встречи не было бы, все равно мы можем быть уверенными, что решение о выборе факультета осталось бы тем же. Подготовка инженеров по новой специальности требовала фундаментального математического образования в сочетании с глубокими инженерными знаниями. В то время только один факультет в ХПИ обладал традициями и возможностями для такой подготовки.

В основу создания новой специальности была положена так называемая «система физтеха», ставшая известной в 50-х годах прошлого столетия благодаря известным московским вузам, в первую очередь МФТИ (Московскому физико-техническому институту) [2]. Эта система была хорошо известна в Советском Союзе и за рубежом. Она объединяла в себе преимущества университетского и технического образования. В ХПИ по этой системе к началу описываемого периода работали кафедры инженерно-физического факультета, выпускавшие инженеров по двум специальностям: «динамика и прочность машин» и «физика металлов».

Зарождалась «система физтеха» не в Москве, а в 20-е – 30-е годы двадцатого столетия в Ленинграде и Харькове, в старейших технических институтах – Ленинградском и Харьковском политех-

нических. С самого начала «система физтеха» была нацелена на подготовку ученых и инженеров для работы в новейших областях науки и промышленности. Отличительной чертой учебного процесса, строящегося по ней, являлась фундаментальная подготовка студентов по теоретической и аналитической механике, прикладной и теоретической физике, математическому анализу, математической физике и другим дисциплинам.

Изначально идеологами такого революционного шага в инженерном образовании были два выдающихся украинских ученых мирового уровня – механик С. П. Тимошенко и физик А. Ф. Иоффе. Их дружба началась еще во время учебы в Роменском реальном училище в 1889 – 1896 годы и переросла в деловое сотрудничество в годы работы в Петербурге (с 1914 года Петроград), в политехническом институте. С. П. Тимошенко вспоминает: «Идея сближения чистой науки с запросами жизни была близка мне. С моим школьным товарищем физиком Иоффе мы уже, во время войны, разрабатывали программу особого отделения механики при Петроградском политехническом институте. Предполагалось давать студентам этого отделения широкую подготовку в математике, механике и физике в связи с техническими приложениями этих наук. Позже это отделение было открыто и сейчас дает немало ценных работников для разных исследовательских институтов» [3, с. 156].

В обсуждении создания такого принципиально нового учебного заведения, безусловно, принимали участие и другие выдающиеся ученые и инженеры того времени. По словам С. П. Тимошенко, он пришел к идее использования математического анализа и других разделов высшей математики под влиянием академика А. Н. Крылова и выдающегося ученого словацкого происхождения А. Стодола, который учился и работал в Швейцарии [3, с. 369].

Планам создания физико-математического, или физико-механического отделения в Политехническом институте в Петрограде

не суждено было реализоваться из-за Февральской и Октябрьской революций 1917 года и гражданской войны, начавшейся год спустя. Наука и образование в Петрограде пребывали тогда в тяжелом положении, поэтому С. П. Тимошенко решил вернуться в Украину, где в то время также начиналась революция. К сожалению, перипетии гражданской войны и последующая эмиграция прекратили участие профессора Тимошенко в подготовке к созданию нового типа технического образования. К этой идее А. Ф. Иоффе удалось вернуться после окончания Гражданской войны.

Бурное развитие промышленности, особенно авиа-, танко-, двигателестроения, энергетики и других современных отраслей, начавшийся в 1930-е годы во многих регионах Советского Союза, в том числе и на востоке Украины, поставило вопрос об организации научных исследований, без которых было невозможно создание современных на то время инженерных разработок. Новые повышенные требования к подготовке инженеров вызвали к жизни и новую систему образования.

Для решения этой проблемы в апреле 1930 года в Харьковском механико-машиностроительном институте (ХММИ)* был создан физико-механический факультет по образцу аналогичного факультета Ленинградского политехнического института. Инициатива организации физмеха принадлежала академику А. Ф. Иоффе и профессорам И. В. Обреимову, К. Д. Синельникову, А. К. Вальтеру и И. М. Бабакову [4]. В очерке, посвященном 60-летию академика А. Ф. Иоффе, А. Н. Крылов писал о физико-механическом факультете: «На нем не было той неизбежной многопредметности, как на чисто технических факультетах, но зато было более обширное, а главное, более углубленное изучение математики, теоретической

* В 1930 году Харьковский технологический институт был поделен на пять отдельных институтов, из которых инженерно-строительный и авиационный и сейчас существуют самостоятельно, а остальные в 1950 году опять были объединены под названием Харьковский политехнический институт.

механики и физики, чтобы выпускать не рядовых инженеров, а ведущих деятелей в прикладной науке» [5, с. 419]. Ясно, что А. Н. Крылов не мог при этом упомянуть имя другого автора системы физмеха – С. П. Тимошенко, поскольку он, будучи идейным противником Советской власти, в 1920 году эмигрировал из страны.

Задача, поставленная перед новым факультетом, заключалась в подготовке высококвалифицированных инженерно-исследовательских кадров для заводских лабораторий и научно-исследовательских институтов. На факультете было четыре специальности: физика диэлектриков, физика вакуума и низких температур, физика металлов и динамика машин [6, с. 20].

В учебные планы факультета были включены расширенные курсы математики и физики, построенные по типу курсов, преподававшихся в классических университетах. На втором – третьем курсах студенты физмеха направлялись для исследовательской работы в различные научные группы, как родного института, так и в академические и отраслевые НИИ. Студенты вместе с учеными и преподавателями решали научные проблемы и со временем начинали самостоятельно проводить исследования. При этом они не только практически применяли полученные знания, но и получали мощную мотивацию для лучшего усвоения новых, необходимых в работе, дисциплин. Как отмечали очевидцы - студенты этих и других годов, «...в таких научных коллективах знания носятся в воздухе». Благодаря демократичной атмосфере, которая всегда господствует там, где главной целью является поиск истины и выработка новых знаний, со временем вместо старых подразделений создавались настоящие научные команды, которые стали основой для известных научных школ в области физики, математики и механики.

Известность физико-механический факультет в 30-е годы прошлого столетия приобрел в первую очередь благодаря работам ученых-физиков, которые работали в Украинском физико-техни-

ческом институте и параллельно преподавали на физмехе. Это в первую очередь лауреат Нобелевской премии Л. Д. Ландау, уже упомянутые физики с мировым именем А. К. Вальтер, И. В. Обреимов, К. Д. Синельников и многие другие. Но и в организации чисто механической специальности, носившей тогда название «динамика машин», приняли участие ученые, известные впоследствии своими работами во всем мире.

В определении содержания этой специальности участвовали: профессор И. М. Бабаков, который с 1925 года возглавлял кафедру теоретической механики; профессор, член-корреспондент АН УССР В. М. Майзель, известный ученый в области механики и математики, автор фундаментальных работ в области термоупругости, в том числе известнейшей теоремы Бетти-Майзеля, метода Майзеля для определения напряженного состояния нагретого тела, работ в области динамики машин и гидродинамики; профессор Я. М. Бланк, ученый в области математики и математической физики; инженер А. С. Вольмир, впоследствии доктор технических наук, профессор, труды которого в области механики оболочек, аэроупругости и других разделов получили мировое признание, и другие.

Раньше, в годы советской власти, считалось, что механико-математическое направление на физико-механическом факультете создалось в 30-е годы как бы внезапно, об учителях ученых, которые создавали «динамику машин», ничего не говорилось. Во многом это было связано с отсутствием интереса к дореволюционной истории, а во многом – с некоторыми политическими фактами, ставшими известными лишь в последнее время.

Все ученики Ивана Михайловича Бабакова вспоминают его как классического интеллигента, сформировавшегося в дореволюционные годы. И. М. Бабаков закончил физико-математический факультет Харьковского университета в 1916 году и был оставлен в нем для подготовки к профессорскому званию. Его научным руководителем был профессор Николай Николаевич Салтыков – ученик академика А. М. Ляпунова, великого математика и меха-

ника, профессора Харьковского университета и нашего института, который в те годы носил имя Харьковского практического технологического.

Имя Н. Н. Салтыкова при Советской власти было предано забвению в связи с тем, что он был ее противником, и даже, будучи избранным Харьковским городским головой в 1919 году, организовал торжественную встречу командующего Добровольческой армией генерала А. И. Деникина. Впоследствии профессор Салтыков был вынужден эмигрировать. Он работал в Сербии, в Белградском университете, и стал основателем сербской математической школы [7]. Широко известен отзыв Николая Николаевича на дипломную работу И. М. Бабакова, за которую выпускник университета был удостоен золотой медали [8].

Большое влияние на формирование И. М. Бабакова как ученого оказал один из самых крупных математиков XX века академик С. Н. Бернштейн, с которым свела его судьба в университете, а также на высших женских курсах, где они вместе работали.

Как вспоминают близко знавшие его сотрудники инженерно-физического факультета, И. М. Бабаков всегда отмечал свою принадлежность к механико-математической школе Харьковского университета, с благодарностью вспоминал своих учителей и коллег по учебе и подготовке к магистерским экзаменам в 1916-1919 годах [9].

Первый заведующий специальностью «Динамика машин», (впоследствии кафедрой динамики и прочности машин) В. М. Майзель также был отлично образованным специалистом: в 1921 году он окончил Харьковский технологический институт, а в 1922 году – физико-математическое отделение Харьковского института народного образования (так в это послереволюционное время назывался Харьковский университет). Фактически В. М. Майзель одним из первых получил такое образование, которое в дальнейшем стал давать физико-механический факультет нашего института.

Эти и другие ученые-механики, работавшие на факультете в тридцатые годы, вместе с учеными-физиками, приехавшими из

Ленинграда (Санкт-Петербурга) и других городов, за счет своего таланта, своей увлеченности, своих человеческих качеств создали за немногие предвоенные годы неповторимую ауру факультета. Именно благодаря удивительному колориту сплава реального инженерного дела, науки и фундаментального образования она оказалась настолько притягательной для студентов и преподавателей, что в тяжелые послевоенные годы им удалось, несмотря на большие сложности, восстановить факультет. Дело в том, что в 1939 году в связи со сложной политической и предвоенной обстановкой физико-механический факультет был временно упразднен, однако, благодаря руководству ХММИ в лице директора Ф. Г. Кокорина и его заместителя, одного из создателей физмеха И. М. Бабакова, специальности «Динамика машин» и «Физика металлов» сохранились в институте в 1940–1941 годах на автотракторном и металлургическом факультетах соответственно.

Мы так много внимания уделили этому вопросу, чтобы показать, что, несмотря на все трудности революции и гражданской войны на Украине 1917 – 1921 годов, ученым факультета удалось сохранить преемственность образования, удалось поддержать непрерывное существование научной школы прикладной математики и механики в Харьковском политехническом институте.

Авторы считают глубоко символичным тот факт, что именно в научной школе, ведущей свое начало от великого математика и механика А. М. Ляпунова, и зародился талант основателя новой специальности факультета, а в те годы студента физмеха А. В. Дабагяна. В силу неотвратимых жизненных обстоятельств он в 1939 году продолжил свое образование на старших курсах специальности «динамика машин» (см. главу 7). В формировании Дабагяна как ученого огромную роль сыграло общение в течение двух лет с выдающимися профессорами, создававшими физико-механический факультет, в первую очередь с И. М. Бабаковым, который передал А. В. Дабагяну не только свои знания в области

математики и механики, но и подходы и правила, этику научных исследований и преподавания, сформулированные учителями Ивана Михайловича в Харьковском университете.

В 1946 году, после вынужденного перерыва в годы войны и возвращения ХММИ из эвакуации из города Красноуфимска, по инициативе профессора И. М. Бабакова специальности «Динамика машин» и «Физика металлов» были восстановлены [8]. В 1948 году в ХММИ восстановлена и кафедра динамики и прочности машин. Короткое время ею заведовал А. В. Дабагян, а с 1948 года заведующим стал профессор А. П. Филиппов, известный ученый в области теоретической и прикладной механики, с 1967 года академик АН УССР [10].

В 1949 году в структуре ХММИ был восстановлен физико-механический факультет с новым названием – инженерно-физический. В структуру факультета, наряду со специальными кафедрами динамики и прочности машин и физики металлов, ставшими его основой, вошли общие кафедры: теоретической механики, которой заведовал профессор И. М. Бабаков, теоретической и математической физики, которой с момента ее организации в 1941 году заведовал член-корр. АН УССР профессор Н. И. Ахиезер. В 1955 - 1968 годы кафедру возглавлял д-р физ-мат. наук, профессор И. М. Глазман – известный в мире ученый.

50-е годы – период расцвета советской науки. Это именно то время, когда научные работы наших ученых по многим направлениям физико-математических наук превосходили работы ученых Европы и Соединенных Штатов. На факультете теоретические исследования в области механики проводились тогда прежде всего учеными кафедр теоретической механики и динамики и прочности машин под руководством А. П. Филиппова и И. М. Бабакова. Их научные статьи и книги, созданные в 50 – 60-х годах, известны во всем мире. Это время отмечено важными научными результатами, полученными Филипповым и Бабаковым совместно с учениками в области динамики машин, механики пластин и оболочек, решением

важных практических задач турбиностроения. Оно же во многом определило дальнейшее развитие факультета: получили образование по специальности «динамика и прочность машин» будущие доктора наук, профессора В. П. Аврамов, С. И. Богомолов, А. В. Бурлаков, Е. Г. Голоскоков, В. А. Щербина и многие другие [11 – 16].

Доцент кафедры ДПМ А. В. Дабагян в это время интенсивно работал над исследованиями в области колебательных процессов в роторах турбо- и гидрогенераторных установок при различных режимах работы генератора. Результаты этих научных работ составили содержание докторской диссертации. Известный ему опыт решения классических задач теории механических колебаний, объединенный с подходами и результатами, полученными к тому времени в области моделирования электромагнитных колебаний, позволили А. В. Дабагяну сформулировать и развить новое в то время направление в механике. Как это и должно быть у истинного ученого, научная работа шла рядом с преподаванием. Получаемые результаты, их обсуждение во время лекций и практических занятий, привлекли в научную группу А. В. Дабагяна студентов-динамиков А. В. Горелого, Э. А. Пикура, В. М. Ермоленко, Л. В. Шипулину, особенно заинтересованных читаемым им курсом «Основы автоматического регулирования». Их совместная научная работа в этом направлении, полученные результаты и опыт решения задач впоследствии стали основой для развертывания подготовки студентов и научных исследований в области автоматического управления.

Итак, в 1963 году идея создания новой специальности усилиями двух ученых, В. Г. Сергеева и А. В. Дабагяна, приняла практические очертания. Арег Вагаршакович, окунувшись в новую идею с головой, рассмотрел все возможные варианты построения учебного процесса. Он считал, что у прогрессивной, «космической», специальности должна быть и прогрессивная методика обучения. Профессор лично ознакомился с опытом подготовки инженеров-исследователей в Московском государственном университете, Московском физико-техническом институте, Московском высшем техни-

ческом училище им. Н. Э. Баумана, Московском авиационном институте, ряде других вузов СССР и некоторых зарубежных, выделил основные достижения, полученные в «системе физтеха/физмеха» на родной кафедре динамики и прочности машин. Проведенная подготовка позволила подать предложения в ректорат вуза, а затем и в министерство.

В заключение стоит отметить еще один важный результат, полученный при подготовке к открытию новой кафедры, получившей название «Автоматическое управление движением». На примере создания кафедры АУД на инженерно-физическом факультете была отработана технология создания новых специальностей и кафедр, которая в дальнейшем с успехом применялась во всем университете.

Список литературы:

1. Ларин А. А. Профессор Арег Вагаршакович Дабагян – ученый и организатор высшей школы (к 90-летию со дня рождения) / А. А. Ларин // Вісник НТУ «ХПІ» Історія науки і техніки, 2011. – Вип. 1. – С. 83–89
2. Плаксий Ю. А. 40 лет специальности «Динамика полета и управление». Вехи истории / Ю. А. Плаксий, В. Б. Успенский // Газета Политехник, 2004. – № 19–20 (21.09)
3. Тимошенко С. П. Воспоминания. / С. П. Тимошенко – К.: Наукова думка, 1993. – 424 с.
4. Морачковский О. К. Инфиз : очерки истории творчества / О. К. Морачковский – Х. : Энергоклуб Украины, 2005. – 372 с.
5. Крылов А. Н. Мои воспоминания. 7-е изд. / А. Н. Крылов. – Л.: Судостроение, 1979. – 480 с.
6. Бреславський Д. В. Зародження і розвиток системи фізмеху в Україні / Д. В. Бреславський, А. О. Ларін // «Наука і наукознавство», 2007. – № 2. – С. 76–82
7. Ларин А. А. Жизненный и творческий путь академика Н. Н. Салтыкова / А. А. Ларин // Вісник Дніпропетровського університету. – 2011. – № 1/2 Серія історія і філософія науки і техніки. – вип. 19. – С. 108–114

8. Бесов Л. М. Классик отечественной механики Иван Михайлович Бабаков / Л. М. Бесов, А. А. Ларин, О. К. Морачковский // Історія Української науки на межі тисячоліть, 2007. – вип. 28. – С. 35-42

9. Ларин А. А. Истоки школы механики и прикладной математики НТУ «ХПИ» / А. А. Ларин // Universitates. Наука и просвещение, 2012. – № 3. – с. 44–52

10. Воробьев Ю. С. Академик Анатолий Петрович Филиппов – лидер научной школы в области динамики и прочности машин (к 110-летию со дня рождения) / Ю. С. Воробьев, А. А. Ларин, Г. И. Львов // Вестник Национального технического университета «ХПИ». - Динамика и прочность машин, 2009. – Вып. 42. – С. 3–7

11. Харьковский политехнический институт: 1885 – 1985. История развития / [под общей ред. Н. Ф. Киркача]. – Х.: Вища школа. – 1985. – 224 с.

12. Харьковский политехнический: ученые и педагоги / [Ю. Т. Костенко, В. В. Морозов и др.]. – Х.: Прапор. – 1999. – 352 с.

13. Аврамов Виталий Прокофьевич / под общ. ред. Е. Е. Александрова, М. С. Ярмака. –Х.: «Підручник НТУ ‘ХПІ’», 2013. – 388 с.

14. Кедровская О. В. Жизненный и творческий путь Сергея Ивановича Богомолова (К 90-летию со дня рождения) / О. В. Кедровская, А. А. Ларин, Г. И. Львов // Вісник НТУ «ХПІ». - Динаміка і міцність машин. – 2012. – Вып. 55. – С. 3–12

15. Морачковський О.К. До 90-річчя професора А.В. Бурлакова. Вчений, Педагог, Людина /Морачковський О.К. //Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ „ХПІ”, 2011. — №52 — с. 3-5.

16. Евгений Григорьевич Голоскоков (к 80-летию со дня рождения). Биобиблиографический указатель / Сост. А. А. Ларин, С. А. Горелова – Х.: НТУ «ХПИ», 2008. – 44 с.

ГЛАВА 4

СОЗДАНИЕ КАФЕДРЫ АУД И ОРГАНИЗАЦИЯ СПЕЦИАЛЬНОСТИ

Предложения о создании новой специальности, подготовленные В. Г. Сергеевым совместно с представителями ХПИ, в первую очередь профессором А. В. Дабагяном, в 1963 году было направлены для утверждения в Министерство высшего и среднего специального образования Украины (МВССО УССР). Ввиду чрезвычайной важности вопроса для обеспечения обороноспособности государства, решение было подготовлено и принято довольно оперативно [1, с. 173]. 18 января 1964 года издается приказ МВССО УССР №22 о создании в ХПИ кафедры «Автоматическое управление движением» (АУД) с 1 февраля 1964 года. Он вводится в действие в ХПИ приказом проректора Н. Ф. Киркача №92-III от 22 января 1964 года [2, л. 260]. 29 января приказом №140-III профессор А. В. Дабагян назначается временно исполняющим обязанности заведующего кафедрой [3, §1, л. 110].

В настоящее время может показаться странным, что такое серьезное дело, как создание совершенно нового направления подготовки специалистов для проектирования и создания систем управления ракетно-космической техникой, которая была в то время самой передовой отраслью промышленности, было принято

без многолетней подготовки, без привлечения специалистов из других вузов и научных центров. Объяснение причины кроется во вроде бы ничего не значащих словах: «Такое было время…». Это действительно было время научно-технической революции, развитие которой осложнялось в Советском Союзе послевоенной бедностью и необходимостью создания оборонной техники нового поколения, причем в условиях недостатка ресурсов и кадров высшей квалификации. До этого в течение предыдущих лет индустриализации, как в до-, так и в послевоенное время в нашей стране в короткие сроки решались задачи такой сложности, за которые в настоящее время не взялось бы большинство научных коллективов высокоразвитых в научно-техническом отношении стран мира. Были созданы атомная индустрия, реактивная авиация и ракетная техника и многое другое. Именно поэтому задачи создания новых производств, новых научно-технических направлений, новых специальностей воспринимались тогдашней научно-технической интеллигенцией с энтузиазмом и верой в свои силы.

Кроме того, предпосылки и основания для создания нового научного направления и новой специальности именно на инженерно-физическом факультете были. Как уже отмечалось в предыдущей главе, инфиз был создан и успешно работал на других принципах, чем все остальные факультеты института. Основным в образовании было объединение математического подхода к задаче с полным ее инженерным описанием. При этом преподаватели, аспиранты, научные сотрудники и студенты старших курсов, конечно, в разной степени, осваивали подходы к математической формализации задачи. Этому способствовало большое количество реальных заказов от промышленности, которые выполнялись в рамках хозяйственных договоров с ведущими предприятиями.

На кафедрах факультета, прежде всего на кафедре динамики и прочности машин (ДПМ) под руководством академика (в то время члена-корреспондента АН УССР) А. П. Филиппова и теоретической механики (профессора И. М. Бабакова) работала научная

школа прикладной математики и механики. К этому времени, началу шестидесятых годов, был накоплен большой опыт в моделировании задач механики твердого тела (динамика и кинематика машин и механизмов), нелинейных колебаний и устойчивости движения, приближенном и численном решении различных задач, описывающихся в первую очередь дифференциальными уравнениями в обыкновенных и частных производных, и многих других. А. В. Дабагян в своей докторской диссертации рассматривал вопросы связанных электрических и механических колебаний систем типа «турбина - генератор», имел он опыт как преподавания курсов «Основы автоматического регулирования», электротехники, так и решения соответствующих прикладных задач. Студентам специальности «динамика и прочность машин» читались курсы «Общая электротехника», «Радиотехника» и «Основы автоматического регулирования», многие из них выполняли дипломные работы, связанные с динамикой регулирования паровых и гидравлических турбин. Специализация на старших курсах в области автоматического регулирования и управления позволила многим выпускникам специальности ДПМ поступить в аспирантуру и впоследствии стать специалистами в области теории управления.

Горелый Алексей Васильевич

Профессор кафедры АСУ.

Профессор по кафедре АСУ (1992). Награжден знаком МВССО СССР «За отличные успехи в работе», Почетной грамотой МОН Украины. Удостоен Золотой медали ВДНХ, медали «К. Д. Ушинский» Академии педагогических наук.

Инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1958).

Кандидат технических наук (1968), научный руководитель – профессор А. В. Дабагян.

1958–1964 гг. – ассистент кафедры динамики и прочности машин; 1964 г.– по настоящее время: ассистент, старший преподаватель, доцент, профессор кафедры АУД-АСУ.

Читаемые курсы: *«теория вероятности, вероятностные процессы и математическая статистика», «теория массового обслуживания», «математические методы обработки эмпирической информации». Ранее читавшиеся курсы: «методы экспериментального исследования», «теория надежности», «теория игр», «теория информации», «исследование операций» и др.*

Научные интересы: *коллективные формы образования.*

Основные научные результаты *в механике получены в области аналитических методов расчета напряженно-деформированного состояния толстых плит, усталостной прочности. С 70-х годов – в области применения коллективных форм образования в высшей школе.*

Специалист в области нумизматики.

Ассистент кафедры динамики и прочности машин, выпускник 1958 года, А. В. Горелый со студенческих лет специализировался в области экспериментальных исследований, в первую очередь тензометрии. Им было опубликовано две статьи по датчикам активного сопротивления. В студенческие годы началось и впоследствии продолжалось в течение долгих лет совместной работы творческое сотрудничество А. В. Горелого с профессором Дабагяном. Арег Вагаршакович также был научным руководителем А. В. Горелого при подготовке им кандидатской диссертации, защищенной в 1965 году.

Ими совместно выполнялись хозяйственные договора с заводами им. Малышева, электромеханическим и авиационным. Созданные подходы и методики экспериментальных исследований, статистической обработки результатов впоследствии использовались в учебном процессе как базовой специальности, так и создающейся, «ракетно-космической».

К этому же времени относятся первые работы, выполненные на кафедре динамики и прочности машин по договорам с Харьков-

Рис. 4.1. Э. А. Пикур за работой

ским турбогенераторным заводом (ХТГЗ, ныне ОАО «ТУРБОАТОМ») в области разработки систем автоматического регулирования (САР) турбомашин. Молодой выпускник специальности «динамика и прочность машин» Э. А. Пикур, с 1958 года работавший инженером кафедры ДПМ, а впоследствии обучавшийся в аспирантуре, проводил исследования в области разработки систем управления для автоматического регулирования турбин, контроля температуры и т.п. [4].

Сотрудники кафедры динамики и прочности машин под руководством А. П. Филиппова первыми в институте стали использовать вычислительную технику для решения инженерных задач, а студент Г. А. Марченко первым в 1959 году выполнил дипломную работу с использованием ЭВМ.

Благодаря близости математического описания задач, все эти наработки были заложены в теоретический фундамент новой специальности: с использованием знаний и опыта решения уравнений теоретической и аналитической механики строились курсы «Динамика твердого тела» и «Теория гироскопов»; теоретические знания из теории устойчивости движения и теории нелинейных

колебаний, практический опыт разработки САР стали основой для курса теории автоматического управления и т.д.

Второй предпосылкой, обеспечившей возможность создания новой специальности, было наличие в Харькове специализированного предприятия по разработке систем управления ЛА, ныне носящего название ПАО «ХАРТРОН» (см. главу 2) с коллективом высококвалифицированных специалистов, многие из которых приняли непосредственное участие в разработке и преподавании специальных предметов на старших курсах новой специальности.

Весна 1964 года – время создания первоначального коллектива и самой кафедры АУД. Вначале, кроме приказа о создании кафедры и ее заведующего, ничего не было. А. В. Дабагян, работавший ранее на кафедре ДПМ, продолжал свою учебную и научную работу в помещении этой же кафедры, на первом этаже физического корпуса. В феврале – апреле 1964 года он начал подбор коллектива кафедры из выпускников аспирантуры кафедры ДПМ. К этому же времени относится перевод хозяйственных договоров на кафедру АУД. Так, например, с 16 марта по 30 апреля был зачислен на работу по совместительству по хозтеме №499/63 аспирант кафедры ДПМ В. М. Ермоленко, после окончания аспирантуры в 1965 году ставший преподавателем кафедры АУД.

Подготовительный период закончился в середине апреля. 13 апреля 1964 года ректором был издан приказ №527-I, регламентировавший процесс создания кафедры и специальности [5, л. 103–104]. В приказе говорилось: «Создать с 1/V 1964 года на инженерно-физическом факультете кафедру «Автоматическое управление движением» и начать подготовку инженеров по этой специальности на 1,2 и 3 курсах». Как видно из приказа, вначале специальность планировалось назвать так же, как и кафедру. Однако впоследствии, с целью отображения в названии важной роли составляющей, связанной с механикой полета, название было изменено на «Динамика полета и управление». Методическому совету института было предписано до 1 мая рассмотреть проект

учебного плана новой специальности и представить его на утверждение МВССО СССР. Этот вопрос был очень важным, ведь учебные планы новой специальности должны были согласовываться не только в профильном министерстве, но и в Министерстве общего машиностроения, которое курировало отрасль.

В это же время основы учебного плана были подготовлены группой будущих преподавателей кафедры, в первую очередь А. В. Дабагяном и А. В. Горелым. Проект учебного плана А. В. Дабагян согласовал с ведущими учеными – с председателем Научного совета по комплексной проблеме «Кибернетика» при Президиуме АН СССР, академиком А. И. Бергом, академиком АН Арм. ССР С. А. Амбарцумяном и другими.

В приказе ректора также было дано распоряжение о выделении кафедре АУД помещения общей площадью 84 кв. м за счет кафедры «Динамика и прочность машин», где в течение нескольких последующих лет в правом крыле первого этажа и располагалась кафедра [5, л. 103–104]. Помещение состояло из четырех комнат, в том числе кабинета заведующего, преподавательской и комнаты, в которой впоследствии располагались первые вычислительные машины.

Рис. 4.2. Коллектив кафедры АУД

Преподавательский состав кафедры АУД был сформирован к началу нового, 1964/1965 учебного года и состоял из выпускников специальности «динамика и прочность машин» - заведующего кафедрой, профессора А. В. Дабагяна, доцента В. П. Аврамова, и молодых преподавателей кафедры ДПМ, ассистентов А. В. Горелого и Э. А. Пикура. В 1965 году к ним присоединились еще двое выпускников аспирантуры этой же кафедры – В. М. Ермоленко (январь) и Л. В. Шипулина (октябрь), в январе ассистентом стал и молодой инженер В. Н. Киреев, только что окончивший инженерно-физический факультет по специальности ДПМ.

Было принято решение о приеме студентов не только на первый курс, но и на старшие – второй и третий. Это значило, что необходимо было провести отбор лучших студентов, в том числе и с других факультетов. Такая работа была проведена осенью 1964 года со студентами инженерно-физического, машиностроительного, энергомашиностроительного факультетов и факультета автоматики и приборостроения. В течение осеннего семестра 1964 года на инфизе кроме группы студентов первого курса И-14, были созданы также группы И-13 и И-12 второго и третьего курсов соответственно. Приказом ректора №1671-III от 4 ноября 1964 года отобранные студенты были переведены на инфиз с других факультетов [6, л. 227–228].

Отбор студентов, с одной стороны, и их заинтересованность новой перспективной специальностью, связанной с популярной в те годы романтикой освоения космического пространства, с другой, принесли свои результаты. Многие выпускники первых групп новой специальности инфиза вписали славные страницы как в летопись базового предприятия НПО «ХАРТРОН», так и в историю родного политехнического института и других учебных заведений и научных центров. Это и главный конструктор НПП «ХАРТРОН-АРКОС» А. Н. Калногуз (группа И-12), заслуженный изобретатель А. Я. Макаренко (И-12), известные ученые – доктора технических наук, профессоры, заведующие кафедрами и деканы НТУ «ХПИ» – лауреат Государственной Премии Украины Е. Е. Александров (И-13), А. С. Куценко (И-14), И. П. Гамаюн, М. Д. Годлевский (И-17), В. Я. Заруба (И-18) и многие другие.

Очерки о некоторых выдающихся выпускниках специальности составляют содержание восьмой главы.

В связи с тем, что в советское время вопросы, связанные с разработкой ракетной техники, были засекречены, отбор студентов проводился очень тщательно.

Вспоминает А. Н. Калногуз: *«С каждым из нас была проведена индивидуальная беседа, со мной беседу проводил Виталий Прокофьевич Аврамов, который впоследствии стал куратором нашей группы И-12. Он был прекрасным куратором и преподавателем: вплоть до защиты диплома опекал нас, интересовался успехами.*

Сначала кандидатов для отбора просто выбрали по оценкам из факультетских ведомостей. Вначале мой блеск в глазах был направлен на совершенно иные подвиги: при поступлении я выбрал специальность «Электрические сети и системы» и мечтал поехать покорять Сибирь и возводить там ЛЭП-500. Даже после рассказа про космос я еще взвешивал все «за» и «против». Только через несколько дней принял предложение. Никто из нас не был болен изначально ракетной тематикой, но и впоследствии никто не пожалел об изменении своего жизненного пути. Уже на последнем этапе с каждым из претендентов разговаривал профессор А. В. Дабагян. Активной агитационной работы не проводилось, были довольно трезвые планы и обещания».

Вспоминает студент этой же группы И-12 А. Я. Макаренко: *«После очередного стройотряда, уже на третьем курсе, на большой перемене ко мне подходит Алексей Васильевич Горелый. Он и предложил вместо перевода на АП, о котором я думал, перейти на обучение на перспективную специальность, которая только открылась на И-факультете. Я с ходу дал согласие, и меня пригласили на собеседование. Так нас собрали -*

отличников со всего института. Студентов набирали только с ХПИ, но слух о том, что нас собрали со всех вузов Харькова, появился буквально с момента формирования группы. Об открытии новой элитной специальности стало известно довольно быстро и, как следствие, эта история обрастала слухами. В том числе и о том, что наша группа – это спецнабор, и что нас отбирали с различных институтов. На самом деле, повторюсь, это были только студенты нашего института.

После стройотрядов в октябре нас формировали, и только в ноябре начались занятия. Здесь началась уже другая работа. Легко быть лучшим среди обычных, а когда в группу собрали лучших студентов со всего ВУЗа, начали читать соответствующие статусу дисциплины - пришлось работать по-настоящему».

Начались занятия на новой специальности. Лекции и практические занятия на младших курсах проводились в аудиториях главного аудиторного и электротехнического корпусов. Не обошлось и без проблем. Как уже отмечалось, первые группы были собраны из хорошо успевающих студентов разных факультетов ХПИ. Естественно, объем аудиторных часов, выделяемых на предметы механико-математического цикла, у них был различным. У многих студентов появились трудности с изучением этих дисциплин, не все из них справились с возникшими проблемами. Как вспоминает профессор кафедры АСУ В. А. Гужва, из первоначального состава в 25 студентов группы И-12, в которой он учился, за первый учебный год осталось только 12 человек. Многие студенты вернулись на свои старые специальности. Зато остальные продолжили учебу и впоследствии стали квалифицированными специалистами.

Подготовку учебного плана, по которому учились студенты, министерством было поручено выполнить ХПИ (фактически кафедре АУД) совместно со специалистами предприятия ОКБ-692. В первые годы работы кафедры был проведен цикл семинаров, на которых отрабатывалась структурно-логическая схема новой

специальности, наполнение и взаимосвязь предметов. В связи с этим удалось внести в план ряд учебных дисциплин, относящихся к университетской программе по математике, и убрать часть непрофильных. Постепенно в учебный план были введены научно-исследовательские курсовые работы, ставшие основой индивидуальной подготовки будущих инженеров. Студенты в начале семестра получали от своего научного руководителя индивидуальное задание на курсовую работу, выполняли его весь семестр, а защита была организована в форме защиты научной работы с докладом, плакатами и вопросами комиссии, составленной из преподавателей кафедры. Подобные курсовые работы оказались очень эффективным средством воспитания научного работника, при их выполнении студент мог консультироваться не только со своим руководителем, но и со старшими товарищами – студентами, аспирантами, что качественно ускоряло процесс обучения. В учебном плане группы И-17, набранной через три года после создания специальности, уже было целых четыре курсовых работы: по динамике твердого тела, по основам автоматического управления, по моделированию и моделирующим устройствам, по технической кибернетике. Важным являлось и то, что темы курсовых работ были взяты из практики проектирования базового предприятия, поэтому студенты видели важность и необходимость решения своих задач.

Фундаментальные дисциплины для студентов специальности «Динамика полета и управление» читали: аналитическую механику – профессор И. М. Бабаков, доцент В. П. Аврамов – небесную механику, динамику твердого тела, инерциальную навигацию, теорию колебаний, профессор И. М. Глазман – избранные главы математики и уравнения математической физики. Специальный курс теории вероятности, излагавшийся в течение пяти семестров, подготовил и преподавал А. В. Горелый. Специальные предметы на третьем-четвертом курсах вели А. В. Дабагян и А. В. Горелый. Также довольно солидным был блок предметов, связанных с

электротехникой и электроникой: изучались теория электрических цепей, электрические машины, основы радиотехники и промышленной электроники.

Вспоминает А. Н. Калногуз*: «Арег Вагаршакович Дабагян был прекрасным преподавателем. Как он умел рассказывать и увлекать! Он был разносторонне образованным, мог рассказать практически любой факт из любой области науки. Мы с восторгом посещали его лекции на третьем и четвертом курсе. Иван Михайлович Бабаков был фанатиком механики, на каждой лекции он не оставлял студентам никакой возможности с ним не согласиться».*

Вспоминает А. Я. Макаренко *«На кафедре сложились сразу «взрослые» отношения: преподаватели не просили нас ходить на лекции, на экзаменах конспекты не отбирали, а просили убрать, если где-то непонятно – помогали, но чтобы без шпаргалок и конспектов. А экзамены были сложные, спрашивали нас со всей строгостью. Все-таки дальнейшая работа на оборонку, безусловно, накладывала отпечаток на качество преподавания. При этом, что немаловажно, между студентами и преподавателями форма общения была – диалог. Спрашивать, добиваться, спорить и доказывать на практических занятиях, было совершенно обычным и полезным для будущих достижений делом».*

Вспоминает профессор кафедры СПУ Ю. М. Андреев (группа И-19): «*Любимыми преподавателями у нас были Валентин Михайлович Ермоленко, Эдуард Арвидович Пикур, Юрий Афанасьевич Фролов, Виталий Прокофьевич Аврамов, Юрий Федорович Сенчук. Последний читал нам несколько математических курсов. К этому времени на кафедре уже появилась вторая специальность – автоматизированные системы управления производством (АСУП) и были набраны студенты. Теорию дифференциальных уравнений читалась нам совместно с АСУПовцами. На заключительном занятии после доказательства (длившегося 3 лекции!) теоремы Хукухара, Юрий Федорович сказал: «Последние*

несколько теорем я читал АУДовцам, а АСУПовцам, мне кажется, легче распилить аудиторную доску и каждому съесть кусок, чем освоить этот курс. Пусть посмотрят, какие вещи на свете бывают!». Простим Юрия Федоровича за эти «нетолерантные», как сейчас бы сказали, слова, высказанные в полемическом задоре. На всех специальностях всегда бывают группы с более или менее «сильным» составом в области математической подготовки.

В учебный процесс и научные исследования в то время активно внедрялась вычислительная техника, и в силу специфики своей предметной области кафедра АУД находилась на передовых рубежах этого процесса. В учебный план были добавлены предметы, связанные с программированием, численными методами и алгоритмизацией, математическими основами ЦВМ и управляющими машинами, а на кафедре появилась первая ЭВМ «Промінь». Обучение студентов и программирование на ЭВМ было поручено ассистенту, а впоследствии доценту Э. А. Пикуру.

В 1964 году, между ОКБ и ХПИ заключается договор о целевой подготовке специалистов инженеров- исследователей по специальности «Динамика полета и управление» для КБЭ [7, с. 194]. В рамках совместного обучения занятия на старших курсах проводились на предприятии ОКБ 692, причем преподавателями были ведущие специалисты: по разработке систем управления – Яков Ейнович Айзенберг, Игорь Георгиевич Медведев; по механике ракет, стабилизации движения и колебаниям жидкости – Николай Степанович Исаков, Виктор Гаврилович Сухоребрый, Владимир Сергеевич Столетний.

И. Г. Медведев, по воспоминаниям студентов первых лет, довольно произвольно читал свой курс, записать его лекции практически было невозможно. У специалистов производства, может быть, не хватало преподавательского опыта, зато у них был опыт реальных разработок. Это привлекало студентов и заставляло их внимательно работать с изучаемыми курсами.

Полностью на предприятии проводились преддипломная практика и написание дипломных работ, темами которых были

важные составные части математических методов и алгоритмов, необходимых для реальных проектируемых систем управления. Участие в течение последнего года в работе предприятия позволяло выпускникам кафедры АУД включаться в рабочий процесс непосредственно сразу после выпуска из института [8].

Вспоминает А. Н. Калногуз: *«Участие в работе предприятия очень помогло легко влиться в коллектив. Нам давали маленький кусочек работы и таким образом мы довольно быстро втягивались в тему. Все определялось важностью работ: кто-то быстрее себя показал, кому-то понадобилось немного больше времени для реализации своего потенциала. Схема обучения, в котором практические курсы читают ведущие специалисты отрасли, оказалась очень эффективной.*

С пятого курса мы перешли на работу в ОКБ, один день в неделю мы ходили в институт. Нас поставили на полставки техниками второй категории, плюс повышенная стипендия - 50 рублей, мы просто не знали, куда девать деньги! Схема была такая: на предприятии одна – две лекции в день, один день лекции в институте, а все остальное время мы были заняты работой на местах прохождения преддипломной практики. И тема дипломной работы была непосредственной частью разработок отделения. Это было практично со всех сторон. У нас на предприятии ведутся НИРы, ОКР-овские и пред ОКР-овские работы, поэтому на всех фазах разработок для нас была работа».

После обучения студенты – аудовцы, так же, как и другие инфизовцы, на год отправлялись на базовое предприятие: на практику по теме дипломной работы и на ее написание отводилось по семестру.

Вспоминает А. Н. Калногуз: *«На диплом у нас было времени много, поскольку мы постоянно находились на предприятии. В связи с практической работой по теме основная моя проблема была сократить диплом до нормативных границ. Отдел, в котором я выполнял работу, занимался разработкой взлета и*

посадки альтернативного проекта полета на Луну «ЛК-700». Мой дипломный проект – система стабилизации на активном и пассивном участке при взлете с Луны. Этот проект так и не был осуществлен, потому как впереди него уже шел Королёвский проект Н -1. Наша же разработка была для фирмы В. Н. Челомея. Известный факт: в практику выливается небольшой процент разработок, но именно на таких альтернативных проработках и оттачивается мастерство специалистов. Это была здоровая, не коммерческая, а техническая конкуренция.

Защита проходила на предприятии. Председателем ГЭКа был академик В. Г. Сергеев. Это был единственный раз, когда главный конструктор ОКБ выступил председателем комиссии. Он очень внимательно изучал работу каждого дипломника, всех внимательно выслушивал. Владимир Григорьевич очень серьезно отнесся к проверке знаний первых выпускников кафедры, и для нас это было запоминающееся событие».

Вспоминает А. Я. Макаренко: *«Так как многих из нас, первых студентов специальности, готовили для теоретического отдела, то в этот отдел мы и пришли работать. Когда пришло время защищаться, в организации космосом никто не занимался – только ракетами. После того, как у нас появилась космическая тематика, два человека, в том числе и я, пошли работать «на космос». Руководителем дипломного проекта у меня был Леонид Степанович Житник. Из-за его большой занятости всю работу я проводил самостоятельно.*

Слух о нашем первом, целевом выпуске уже прошел по предприятию. Когда мы с пятого курса пришли на территорию работать и учиться, мы сами себе выбирали начальников и, как следствие, направление наших будущих исследований. Наше отделение занималось СУ для станции «Алмаз». И Житник мне предложил заняться стыковкой. А что можно нового и толкового написать в дипломной работе про ручную стыковку? Я почитал книги и конспекты по ТАУ, собрал небольшую аналоговую модель,

не стыковки, а фактически, стабилизации с учетом всех факторов воздействия. Все данные описал в дипломе, но в конце сделал глубокий вывод о том, что, ручная стыковка – это ни что иное, как запасной вариант, в случае отказа автоматики. А будущее за автоматической стыковкой. Так же я решил описать в дипломе отработку действий космонавтов на земле. А так как в то время государство денег не жалело на образование специалистов, поэтому я имел возможность посетить множество научных конференций. Благодаря моему авантюризму я смог добиться разрешения посетить организацию С. П. Королева и через Министерство авиационный промышленности попал на Московский авиационный завод. Без разрешения и договоренности я там нашел какого-то клерка, показал ему командировку и попросил показать мне стенды отработки. Ну и в довершении еще решил описать тренировочный бассейн для адаптации космонавтов. В итоге у меня получился диплом, полный инновационных идей. Настолько инновационный, что сам В. Г. Сергеев начал просматривать его от корки до корки. Немного позже мне рассказали, что на заседании в Москве, Я. Е. Айзенберг цитировал мой диплом в части перехода на автоматическую стыковку. Таким образом, моя планка была поднята еще выше, и мне ничего не оставалось, как держать марку уже на этом уровне».

Прошло несколько лет, в институте и на базовом предприятии выпускники и студенты специальности «Динамика полета и управления», как их называли, «аудовцы», зарекомендовали себя, как элита факультета, с отличной базовой математической и инженерной подготовкой. Это накладывало большую ответственность на процесс подбора абитуриентов.

Вспоминает Ю. М. Андреев: *«О существовании такой кафедры и специальности «Динамика полета и управление» в тогдашнем ХПИ мало кто слышал. Я узнал о ней от знакомых через Гладкого Петра Максимовича. Однако, придя после окончания школы в приемную комиссию инженерно-физического факультета, я собирался*

подавать заявление на «физику металлов» (тогда физтех еще не отделился от инфиза). Ко мне подошел пожилой мужчина и попросил показать аттестат зрелости. Удовлетворившись им (там было только 3 четверки по «языкам»), пригласил меня и еще двух абитуриентов пройти с ним. Мы пришли в кабинет заведующего кафедрой АУД: оказалось, что нас пригласил сам Арег Вагаршакович Дабагян. После обстоятельного рассказа о кафедре и специальности, он предложил подумать, посоветоваться с родителями, и написать заявление на АУД. Что я и сделал на следующий день. После этого надо было пройти собеседование у замдекана инфиза. Эту должность занимал в то время Анатолий Николаевич Подгорный – сын Председателя Президиума Верховного Совета СССР. Этот факт вызывал у абитуриентов дополнительное волнение. Посмотрев мои документы, он спросил: «Уверенно выбрали специальность?». После утвердительного ответа поставил свою размашистую подпись. Все экзамены («математика», устно и письменно, «физика» и «русский язык, сочинение») мне удалось сдать на «отлично», что заставило кафедру принять, кроме меня, еще несколько студентов, изучающих немецкий язык. До и после этого все студенты на АУДе изучали только английский».

Студенты новой специальности основное время, как и на других специальностях инженерно-физического факультета, уделяли учебе. Но и свободное время они проводили так же, как и миллионы их сверстников: принимали участие в художественной самодеятельности, командах КВН, занимались спортом. Особенно популярным был туризм. А. Н. Калногуз вспоминает: *«Самое яркое воспоминание студенческих будней – это наши походы. У нас на факультете был такой энтузиаст туризма – Робук Юрий, у которого был девиз: «сам в поход не иди, но товарища организуй». И он нас активно подключил к довольно серьезным походам: зимой это Карелия, Северный Урал; летом мы шли на лодке от Славянска до Ейска».* Многие выпускники группы И-17, работаю-

щие в ХПИ и на «ХАРТРОНе», до сих пор вспоминают байдарочные походы, в которые их водил куратор группы А. И. Белов.

Как и все студенты, аудовцы жили обычной студенческой жизнью тех лет – ездили в колхозы осенью, работали на стройках, в том числе и первого учебного (высотного) корпуса ХПИ, в летние месяцы ездили в строительные отряды, которые в те годы работали по всей стране – от Харьковской области до Сибири и Казахстана.

Рис. 4.3. Марш стройотрядовцев ХПИ

К началу 70-х годов, когда прошло несколько выпусков специальности, руководству базового предприятия стало видно преимущество подготовки специалистов по динамике полета и управлению на инфизе ХПИ по сравнению с выпускниками других вузов – мехмата ХГУ, авиационного института, института радиоэлектроники. С одной стороны, выпускники кафедры АУД имели сбалансированную теоретическую и практическую инженерную подготовку именно в тех направлениях, которые интересовали предприятие, с другой – они были подготовлены не только как инженеры-алгоритмисты, но и имели отличную подготовку в области программирования для ЭВМ. Поэтому в дальнейшем

продолжалась практика распределения на работу практически полного состава групп специальности ДПУ.

Параллельно с обучением студентов на кафедре под руководством профессора А. В. Дабагяна усиленно проводилась подготовка аспирантов – выпускников кафедры динамики и прочности машин, причем темы диссертаций определялись, исходя из интересов предприятия КБ «Электроприборостроения» и других организаций отрасли. Ю. А. Фролов, проработавший с 1961 по 1963г в ракетно-космическом Всесоюзном НИИ электромеханики (г. Истра Московской области), в 1963 году поступил в аспирантуру кафедры ДПМ, а в начале 1964 г был переведен на кафедру АУД. В 1965 году, после кратковременной работы ассистентом кафедры, в аспирантуру был зачислен В. Н. Киреев. В 1966 году в аспирантуру по кафедре АУД поступил А. И. Белов, проработавший до этого шесть лет в Харьковском филиале Института автоматики. А. И. Белов закончил радиотехнический факультет ХПИ в 1960 году, и за шесть лет работы стал опытным специалистом, ведущим

Рис. 4.4. Профессор А. В. Дабагян и Ю. А. Фролов (слева). Анализ осциллограмм

инженером. А. В. Дабагян обратился к руководству Института автоматики с просьбой подобрать квалифицированного инженера для учебы в аспирантуре, и ему был рекомендован А. И. Белов. После окончания аспирантуры он также был принят на работу ассистентом кафедры.

В эти же годы в аспирантуру поступил выпускник энергомашиностроительного факультета В. Г. Баженов. Его исследования выполнялись непосредственно по заказу Центра подготовки космонавтов (г. Звездный, Московская область), с которым кафедра установила прочные научно-технические контакты, и были связаны с созданием имитационной модели звездного неба.

Была создана база данных о звездах небесной сферы 1-й – 3-й звездной величины включительно и, частично, звезд 4-й величины, совокупность которых, попадающая в поле зрения астродатчика, автономно и однозначно определяла область небесной сферы, на которую ориентирован этот датчик. Полученная информация позволяла ограничиться лишь звездами, попадающими в поле зрения астродатчика, в нем распознать более точно его ориентацию по каталогу звезд (уже включая и звезды 4-й величины), идентифицируя угловые расстояния между звездами по общему каталогу звезд.

Сотрудничество с Центром подготовки космонавтов началось с задачи моделирования движения участка звездного неба, попадающего в иллюминатор КЛА, при управлении движением его вокруг центра масс. В создании тренажера для космонавтов, использующего разработанную карту звездного неба, приняли участие А. И. Белов, А. В. Горелый и другие сотрудники кафедры. Работа была комплексной и требовала большого количества согласований – как с самим Центром подготовки космонавтов, так и с ведущими предприятиями Ленинграда (теперь Санкт-Петербург) и других городов. Так, например, атлас Звездного неба Южного полушария был получен А. В. Горелым в Пулковской обсерватории.

Для моделирования был разработан специальный стенд электронно-оптического преобразователя ЭОП с уникальной электроннолучевой трубкой ЭЛТ (разработанной в ленинградском НПО «Светлана»). Управление изображением, имитирующим траектории движения наблюдаемых звезд при управлении вращением КЛА, осуществлялось при помощи ЭЦВМ «Наири С». В разработке, изготовлении и отладке стендов, а также в создании программного обеспечения для управления ими, активно принимал участие инженер кафедры, соискатель А. Б. Белицкий, который в 1977 году защитил кандидатскую диссертацию по этой теме.

В 1969 – 1977 годы дальнейшим развитием этой тематики стал хоздоговор с КБ «Электроприборостроения» по разработке стенда для имитации спектральных параметров звезд, предназначенного для настройки астродатчиков. В работе использовался созданный лабораторный стенд.

Темой кандидатской диссертации А. И. Белова, защищенной в 1971 году, была разработка метода и алгоритма определения тензора инерции КЛА по виду полодии, формируемой при свободном движении последнего вокруг центра масс. В работе было выполнено определение параметров орбиты по результатам слежения за неподвижными объектами на поверхности планеты.

Выпускник специальности «Динамика и прочность машин» П. М. Гладкий пришел на кафедру после освобожденной работы в комсомольских организациях Харьковщины. Под руководством А. В. Дабагяна им была подготовлена и защищена диссертационная работа, в которой проведено моделирование влияния продольных, крутильных и поперечных колебаний на устойчивость ракеты при ее движении.

В. М. Ермоленко в 1970 году была защищена диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, начатая им еще на кафедре ДПМ, и посвященная задаче моделирования торможения локомотива с помощью электротормозов. Автором был проведен синтез экстремальных самонастраивающихся систем, вы-

полнен их расчет и аппаратная реализация. Оппонент работы, академик АН УССР В. А. Лазарян, в течение многих лет руководивший Днепропетровским институтом инженеров транспорта, в своем отзыве отмечал важность и научную ценность работы.

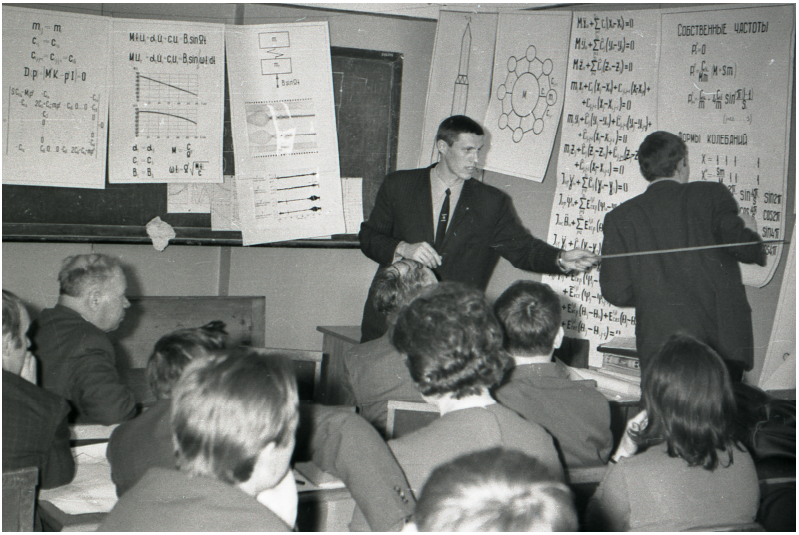


Рис. 4.5. Научный доклад П. М. Гладкого, посвященный продольным колебаниям ракет. Слева на первом ряду академик А. П. Филиппов

Практически важные задачи идентификации систем летно-конструкторских испытаний были решены Н. Г. Киреевым в его диссертационной работе с использованием полиномов Чебышева. Вскоре, после защиты диссертации в 1970 году он был назначен заместителем по учебной работе декана инженерно-физического факультета. На этой должности Николай Григорьевич проработал тридцать лет. Он стал образцом педагога и воспитателя для многих поколений студентов инфиза.

Уже работая ассистентом кафедры АУД, Э. А. Пикур в 1970 году защитил диссертацию, начатую им еще на кафедре ДПМ. В работе было проведено исследование крутильных колебаний рото-

Рис. 4.6. Аспирант Николай Киреев и инженер-программист Наталья Лихошерст за работой

ров крупных турбогенераторов при внезапном коротком замыкании. Автором был разработан высокочувствительный прибор для замера изменений угловой скорости при крутильных колебаниях. Динамические процессы, протекающие в турбине, моделировались на аналоговой вычислительной машине (АВМ). Эта машина была подключена к реальной системе регулирования на ХТГЗ. В течение многих лет на этой установке доводились все системы регулирования завода, причем в связи со сложностью системы все работы выполнялись при участии и под руководством доцента Э. А. Пикура.

Исследования в области регулирования и управления паровых турбин были продолжены в кандидатской диссертации аспирантки кафедры Т.А. Сошенко, которая проводила работы по заказам Ленинградского металлического завода.

В 1970 году состоялась защита кандидатской диссертации Ю. А. Фролова. Им решались вопросы создания и моделирования

системы управления КЛА. В работе на основании использования метода моментов в задачах управления был предложен метод построения управления, обеспечивающего встречу орбитальных объектов.

В 1972 году Э. Г. Чайкой была защищена диссертационная работа, в которой рассматривалась задача идентификации нелинейных динамических систем летательных аппаратов с применением метода динамической фильтрации по Калману. С использованием разработанного метода идентификации была решена задача идентификации переменных параметров летательного аппарата на одном из участков движения при выводе на орбиту полета. В 1974 году А. С. Куценко, выпускник первого набора на первый курс 1964 года, защитил кандидатскую диссертацию по специальности «Автоматическое управление и регулирование».

После защиты в 1965 году Л. В. Шипулиной диссертационной работы, посвященной исследованию переходных процессов в сложных электромеханических системах, в состав которых входили паровые турбины и электрогенераторы, на кафедре продолжились работы по развитию идей А. В. Дабагяна, впервые на практике изучившим совместные динамические процессы в электромеханических системах. Выполнялись расчетные исследования для ХТГЗ, Новочеркасской ТЭЦ и других электростанций.

После перехода с кафедры теоретической механики на кафедру АУД доцент В. П. Аврамов продолжал исследования в области динамики сельскохозяйственных машин. Работа завершилась защитой в 1970 году докторской диссертации «Динамика гусеничного сельскохозяйственного трактора 3т при движении по неровностям».

Необходимо отметить, что профессор Дабагян, как ученый, много внимания уделял работе с аспирантами и молодыми учеными, организации их повседневной деятельности. Им было составлено еженедельное расписание своих консультаций для

каждого сотрудника, и оно неукоснительно соблюдалось. Такой график работы и отчетности дисциплинировал молодых ученых, они привыкали работать системно, что, безусловно, приводило к хорошим научным результатам.

Аврамов
Виталий Прокофьевич
(1923-1992)

Доктор техн. наук, профессор.

Родился в селе Теткино Курской области в семье научного сотрудника на селекционной станции и школьной учительницы. С 1934 года семья проживает в г. Харькове. Участник Великой Отечественной войны (1943-1945).

Награжден орденом Дружбы народов.

С 1945 года – студент ХММИ, специальность «Турбостроение». С 1946 перешел на специальность «Динамика и прочность машин», окончил инженерно-физический факультет ХПИ в 1952 году.

1954-1964 гг. – ассистент, доцент кафедры теоретической механики. Научный руководитель – профессор И. М. Бабаков, консультант по вопросам тракторостроения – академик М. И. Медведев.

Кандидат техн. наук (1962), доцент кафедры АУД с 1964 года.

Читавшиеся на кафедре курсы: *«небесная механика», «динамика твердого тела», «инерциальная навигация», «теория колебаний».*

Доктор техн. наук (1970).

Организатор и первый заведующий кафедры колесных и гусеничных машин ХПИ, 1972-1991 годы. Основатель научной школы танкостроения в ХПИ, основные научные результаты получены в области динамики гусеничных машин при движении по неровностям, анализа их проходимости и поворотов; исследования ходовой части военных гусеничных машин; проектирования и расчета гидрообъемных передач и гидрообъемно-механических трансмиссий; автоматики транспортных машин, в том числе разработки систем автоматического управления подачей топлива и воздуха в танковые двигатели; разработки систем автоматического управления вооружением.

Научная работа, выполняемая в направлении создания алгоритмов и прикладного математического обеспечения, достигнутые

при этом результаты и их внедрение в практику проектирования базового предприятия в ходе многочисленных хозяйственных договоров, в течение нескольких лет вывели кафедру АУД в число базовых научных коллективов отрасли. Признанием роли молодого научного коллектива была организация на кафедре в рамках системы семинаров Института кибернетики Академии наук УССР научного семинара, на котором выступали с докладами как ведущие специалисты со всей Украины, так и молодые ученые. Планы семинаров ежемесячно составлялись в Институте кибернетики, печатались в виде брошюры и присылались на кафедру. Вела работу по организации семинара его ученый секретарь доцент Л. В. Шипулина.

В советское время учебные планы подавляющего большинства вузов были унифицированными, они разрабатывались централизованно, а потом рассылались на места. И только несколько институтов, в их число входил и Харьковский политехнический, имели право на разработку и использование своих планов. Одним из первых был план специальности «Динамика полета и управление», разработанный кафедрой АУД. Подобная самостоятельность вызывала опасения в союзном министерстве: подготовка специалистов для важного, к тому же и оборонного направления, должна была вестись на высоком научном и методическом уровне. Для проверки уровня подготовки студентов кафедры АУД в 1967 году прибыла комиссия МВССО СССР, составленная из преподавателей двух ведущих вузов Советского Союза – МВТУ им. Баумана и Московского авиационного института. Кафедра достойно выдержала испытание комплексной проверкой, по результатам работы комиссии был дан положительный отзыв, в котором говорилось о желательности внедрения харьковского учебного плана в учебный процесс других вузов.

Постепенно расширялся круг учебных дисциплин, читаемых кафедрой. В 1968 году, в связи с переходом профессора кафедры теоретической и математической физики В. А. Щербины на работу

в Харьковский государственный университет (ныне ХНУ им. В. Н. Каразина), базовый курс «Математические основы теории управления» был передан на кафедру АУД, читать его поручили тогда еще аспиранту А. И. Белову. В. П. Аврамов после защиты докторской диссертации приступил к организации кафедры колесных и гусеничных машин, которую он и возглавил в 1971 году. Предметы, читавшиеся В. П. Аврамовым, были переданы в нагрузку доценту Л. В. Шипулиной. Учебные курсы, передаваемые молодым преподавателям, перерабатывались и модернизировались с учетом новейших научных достижений и требований производства.

В связи с развитием, увеличением числа преподавателей и аспирантов кафедре передавались новые помещения: заведующий получил новый кабинет, в котором стали проходить заседания кафедры, также было выделено две комнаты на третьем этаже физического корпуса, в другом подъезде. Впоследствии был выделен еще ряд помещений в этом подъезде, и в 70-х годах кафедра полностью переместилась на новое место.

При этом не обходилось и без курьезов. Этот подъезд физического корпуса в те годы был отведен под квартиры, в основном коммунальные. Постепенно проходило выселение жильцов, а комнаты передавались кафедре. Эти процессы оказались совмещенными во времени: в некоторых комнатах еще проживали жильцы, а в соседних уже работали сотрудники кафедры. Приход их на работу часто вызывал переполох у проспавших обитателей коммуналки, зато потом все вместе на общей кухне готовили и пили кофе.

Заведующий кафедрой, профессор А. В. Дабагян был разносторонне развитой личностью, он интересовался не только проблемами механики и систем управления ракет и космических аппаратов, что составляло направление деятельности кафедры, но и другими передовыми направлениями науки, бурно развивавшимися в то время – второе десятилетие научно-технической революции. Постепенно на кафедре возникли новые научные задачи и целые

направления. Задачи новых исследований ставил А. В. Дабагян, обладавший не только замечательным научным кругозором, но и специфическим чутьем исследователя, позволявшим выделить в совершенно новых для него разделах науки те задачи, решение которых можно было получить с относительно небольшими трудозатратами, опираясь на известный ему аппарат методов и алгоритмов прикладной математики, механики и кибернетики.

В середине 60-х годов А. В. Дабагяну, после изучения новейших достижений теории игр, пришла в голову идея об их применении в задаче о распределении бюджетных средств. Он поручил эту тему А. В. Горелому, который с энтузиазмом взялся за работу, провел литературный обзор и начал исследования. К сожалению, в те годы все научные проекты, связанные с планированием социалистической экономики, были под пристальным вниманием, в первую очередь партийных идеологических органов, которые неодобрительно относились к использованию новейших научных достижений мировой науки, особенно кибернетики. Несмотря на положительные отзывы ведущих ученых Института проблем управления, в начале 70-х годов эти исследования пришлось свернуть.

Другим новейшим направлением, которое начало развиваться на кафедре под руководством А. В. Дабагяна, были исследования на стыке бионики – науки о применении в технических устройствах и системах принципов организации, свойств, функций биологических структур, медицины и кибернетики. После ознакомления с результатами работ профессора Йельского университета Хосе Дельгадо и других ученых, обсуждения вопроса с представителями медицинской науки Харькова, А. В. Дабагяном была поставлена задача создания метода математической обработки информации, поступающей от биологических объектов. В основном работы проводились с электроэнцефалограммами мозга. Для этого на кафедре было организовано изготовление приборов – микропередат-

чиков и микроприемников радио сигналов, которые можно было имплантировать в мозг подопытных животных [9].

Основную работу выполнял И. В. Кононенко, поступивший в аспирантуру кафедры в 1974 году. Им вместе с профессором Дабагяном были решены как сложные технические вопросы, связанные с методикой передачи сигнала в структуры мозга и его записи, так и создан метод прогнозирования спектральной плотности электроэнцефалограмм мозга. Работы развивались очень успешно, в результате удалось создать методику передачи управляющих сигналов непосредственно в мозг животного, результаты исследований рецензировалась ведущими учеными московских медицинских институтов и получили высокую оценку. По результатам работ А. В. Дабагяном и И. В. Кононенко в соавторстве с учеными-медиками было получено авторское свидетельство «Способ управления поведением животного организма». Разработанные И. В. Кононенко методы прогнозирования в дальнейшем также были применены в его диссертационном исследовании для оценивания уровня вибраций гусеничных машин.

Специализация в области кибернетики и знакомство со многими ее передовыми достижениями привели к тому, что А. В. Дабагян принял решение развивать совершенно новое для факультета и кафедры направление, связанное с разработкой и эксплуатацией автоматизированных систем управления (АСУ) – комплекса аппаратных и программных средств, предназначенных для управления различными процессами в рамках технологического процесса, производства, предприятия. АСУ могут применяться в различных отраслях промышленности, энергетике, на транспорте, в области образования и т.п. В 1963 году академик В. М. Глушков предложил своим сотрудникам в Институте кибернетики АН УССР начать практическую работу по внедрению АСУ на одном из предприятий, а в 1965 году в этом институте был создан специальный отдел АСУП (АСУ производством). АСУ начали создаваться на различных предприятиях разных отраслей промышленности.

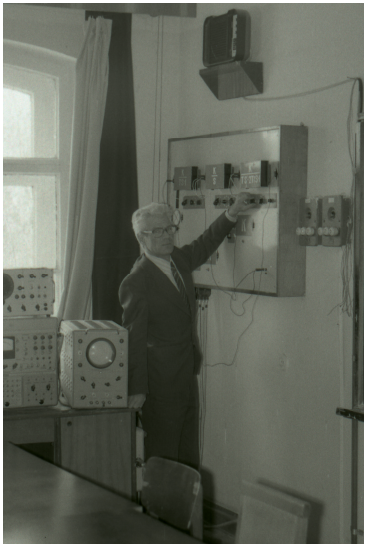


Рис. 4.7. Доцент Э. Г. Чайка в лаборатории аналоговых вычислительных машин

А. В. Дабагян увидел необходимость подготовки на кафедре студентов, специализирующихся в области АСУ, способных реализовывать и поддерживать работу различных автоматизированных систем на предприятиях, и начал переориентацию направлений научной работы многих сотрудников в этом направлении. Параллельно готовился новый учебный план для создаваемой специальности, был направлен запрос в Министерство высшего и среднего специального образования с просьбой об открытии на кафедре новой специальности. В создании учебного плана вместе с А. В. Дабагяном приняли участие А. В. Горелый, Э. Г. Чайка и другие преподаватели кафедры, организационной работой занимался П. М. Гладкий.

После некоторых согласований, министерство утвердило решение о создании новой специальности, и в 1972 году был сделан первый набор студентов [10].

В отличие от автоматических систем управления, которыми занимались ученые кафедры, в автоматизированных системах управления остается важная роль человека-оператора, который должен выполнять функции наиболее общего характера, а также не поддающиеся автоматизации. Специалист в области АСУ должен был уметь использовать комплекс программных, технических, информационных, лингвистических, организационно-технологических средств для решения задач управления предприятием. Это означало, что к традиционной физико-математической и инженерной составляющей в образовании кафедры должны были быть добавлены курсы экономики, организации производства и некоторые гуманитарные. Это качественно меняло часть учебной нагрузки кафедры, создавало необходимость новых научных специализаций. Не все преподаватели были согласны на подобные изменения в своей научной и учебной деятельности, тем более что они были полностью загружены работой по основной, «аудовской» специальности. Начались обсуждения путей дальнейшего развития и работы кафедры. Нельзя сказать, что на этой почве возник конфликт между сотрудниками, но, как это часто бывает, споры и обсуждения были квалифицированы вышестоящим начальством именно таким образом. К обсуждению подключилось партийное бюро факультета, всех преподавателей приглашали на его заседания для того, чтобы разобраться с ситуацией на кафедре. Постепенно всем стала понятна необходимость разделения двух направлений деятельности кафедры – управления летательными аппаратами и АСУ. В начале 1977 года партийным комитетом института, как это было практиковалось в те годы, было принято решение о разделении кафедры на две с тем, чтобы на каждой из них основным стало одно из двух указанных направлений.

26 мая 1977 года ректором института был издан приказ №1154-I о переименовании кафедры АУД в кафедру Автоматизированных систем управления (АСУ) [11, л. 94]. Заведующим кафедрой остался профессор А. В. Дабагян, который принял решение сосредоточиться на организации новой специальности и развитии связанных с ней научных направлений. Территориально кафедра осталась в тех же помещениях физического корпуса. Часть преподавателей, специализирующихся в области динамики полета и управления летательными аппаратами, было решено перевести на другую кафедру и туда же передать соответствующую специальность.

Список литературы:

1. Горелова С. А., Ларин А. А. НПО «ХАРТРОН» – ведущее предприятие по разработке систем управления космическими летательными аппаратами (страницы истории). / С. А. Горелова, А. А. Ларин. – Вісник Дніпропетровського університету, 2011. – №1/2, Серія історія і філософія науки і техніки, т. 19, с. 172–176
2. Архив НТУ «ХПИ», оп. 1. Приказы №1 – №100 с 02.01.64 по 23.01.64. Т.I. 384 листа.
3. Архив НТУ «ХПИ», оп. 2. Приказы №101 – №200 с 23.01.64 по 08.02.64. Т.II. 231 лист.
4. Бреславский Д. В. Зарождение и развитие Харьковской школы теории управления. / Д. В. Бреславский, С. А. Горелова, А. А. Ларин. // Вестник НТУ «ХПИ». Динамика и прочность машин. – 2006. – Вып. 32. – С. 38–44
5. Архив НТУ «ХПИ», оп. 1. Приказы №501 – №600 с 07.04.64 по 24.04.64. Т.VII. 305 листов.
6. Архив НТУ «ХПИ», оп. 20. Приказы №1601 – №1700 с 23.10.64 по 11.11.64. Т.XX. 312 листов.
7. Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут». Історія розвитку. 1885–2010 / уклад. В. І. Ніколаєнко, В. В. Кабачек, С. І. Мешковая [та ін.]; за ред. В. І. Ніколаєнка. – Х.: НТУ «ХПІ», 2010. – 408 с.

8. Горелова С. А. Подготовка специалистов в области управления космическими летательными аппаратами в Национальном техническом университете «Харьковский политехнический институт» / С. А. Горелова, Е. И. Завистовская. // Електронне наукове фахове видання «Історія науки і біографістика». 2010 – №4.

9. Ларин А. А. Профессор Арег Вагаршакович Дабагян – ученый и организатор высшей школы (к 90-летию со дня рождения) / А. А. Ларин // Вісник НТУ «ХПІ» Історія науки і техніки, 2011. – Вип. 1. – С. 83–89

10. Кафедра «Автоматизированные системы управления» [электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.kpi.kharkov.ua/ru/home/department/?id=62

11. Архив НТУ «ХПИ», ф Р-1682, оп. 2Л, д. 1976. Приказы №1101 – №1200

ГЛАВА 5

КАФЕДРА АУД В 1970 – 90 ГОДАХ

В качестве кафедры, которой будет поручена подготовка студентов по важнейшей в те годы, «ракетно-космической» специальности «Динамика полета и управление», ректоратом и партийным комитетом института была выбрана кафедра прикладной математики.

Кафедра была создана приказом ректора №1048-I от 24 мая 1972 года [1, л. 84–85], ее заведующим был назначен известный ученый-механик, ученик академика А. П. Филиппова, доктор технических наук, профессор кафедры динамики и прочности машин, декан инженерно-физического факультета Евгений Григорьевич Голоскоков [2, с. 29]. Научной биографии профессора Голоскокова посвящена 7-я глава.

В 1972/1973 учебном году шла подготовка к открытию кафедры, ей были выделены помещения на первом этаже математического корпуса, которые ранее были заняты кафедрой теоретической и математической физики. Кафедра создавалась для усиления специализированной математической подготовки студентов инженерно-физического факультета (специальности «Динамика полета и управление» (ДПУ), «Автоматизированные системы управления» (АСУ) и ряда других. Основной кадровый состав сформировался к лету 1973 года, когда приказом ректора №1154-III

от 6 июня 1973 года на кафедру были переведены: с кафедры теоретической и математической физики – Ю. Ф. Сенчук и И. В. Ушакова; с кафедры высшей математики – Л. П. Лемешева, Р. Е. Мотылевская и Л. С. Тимченко; с кафедры ДПМ после защиты кандидатской диссертации, выполненной под руководством Е. Г. Голоскокова, была переведена Д. К. Овчарова [3, л. 102–107; §3, л. 6–10]. В 1973 – 1977 годах кафедрой читались в основном математические курсы.

Белов Александр Иванович

Доцент кафедры систем и процессов управления. Кандидат технических наук (1971). Доцент по кафедре автоматического управления движением (1976).

Награжден Грамотой Главного управления образования и науки Харьковской областной государственной администрации (2005).

Радиоинженер по специальности «Конструирование и технология производства радиоаппаратуры», радиотехнический факультет ХПИ (1960).

Инженер, инженер-конструктор, ведущий инженер Института автоматики, г. Харьков. (1960–1966).

Аспирант (1966-1969), ассистент (1969–1972), доцент (1972–1980) кафедры автоматического управления движением. Научный руководитель профессор А. В. Дабагян.

Заместитель директора по научно-исследовательской работе НИИ автоматизации управления и производства, г. Харьков (1980-1983). С 1983 – доцент кафедры автоматического управления движением (систем и процессов управления), заместитель заведующего кафедрой по научной работе (1983-2005).

Автор 46 научных статей и материалов докладов, 7 авторских свидетельств.

Читаемые курсы: *«импульсная техника», «теория информации и кодирования», «ЭВМ и микропроцессорные системы», «наблюдающие устройства и адаптивные фильтры».*

Научные интересы: *автоматическое управление движением, системотехника.*

Итак, решением ректората от 7 февраля 1977 года подготовка студентов по специальности № 0536 (ДПУ) была передана на кафедру прикладной математики (ПМ). Соответствующие приказы №1011-III [4, л. 18] и 1021-I [4, л. 34–35] были изданы 12 мая 1977 года. Приказом № 1098 - III от 20 мая с 1 июля 1977 года на кафедру ПМ переводились доценты А. И. Белов, В. М. Ермоленко, Н. Г. Киреев, Э. А. Пикур, Ю. А. Фролов и Л. В. Шипулина [4, л. 201–202; §3]. Именно эти опытные преподаватели, совместно с заведующим кафедрой Е. Г. Голоскоковым и доцентом Д. К. Овчаровой составили костяк коллектива кафедры, просуществовавшего в течение почти четверти века. Особых проблем для учебного процесса переход не вызвал: преподаватели остались те же, базовое предприятие все так же взаимодействовало с кафедрой – при развитии советских космических программ потребность в выпускниках кафедры была высокой. Сплав опытности и профессионализма с лучшими человеческими качествами преподавателей кафедры навсегда оставил неизгладимые впечатления у студентов 80-х годов – времени расцвета специальности.

Вспоминает профессор кафедры В. Б. Успенский (группа И-28): *«Не скажу что-то новое, если замечу, что студентами преподаватели воспринимаются, как люди, немного «не от мира сего». Думаю, здесь, помимо субъективного ощущения, есть и объективная основа. Преподавательская деятельность неминуемо накладывает отпечаток на характер, на манеры, на привычки, на речь в конце концов. А почему бы и нет? Ведь преподаватели, как артисты, все время на виду у десятков «зрителей» - студентов, но, в отличие от артистов, преподаватель играет «пьесу» продолжительностью в десятки часов. Именно столько занимает изложение одной дисциплины. И «внимательный зритель» может заметить, что каждое хорошо проведенное занятие имеет прелюдию, развитие, кульминацию и эпилог. Чем не спектакль? Причем все время приходится менять репертуар, так как зритель остается все тот же… Никогда не забудутся педантичность*

Юрия Федоровича Сенчука и его шутки «с подходцем»; артистизм Ирины Владимировны Ушаковой; «рассеянность гения» Юрия Афанасьевича Фролова, его речь, подчас отстающая от резво летящей мысли, о чем можно было судить по лукавому выражению глаз. Вспоминаются также «уроки жизни» Николая Григорьевича Киреева; веселая творческая «распущенность» на потоковых лекциях Владимира Николаевича Митина; профессорская строгость изложения материала Евгением Григорьевичем Голоскоковым, «наивная подозрительность» Эдуарда Арвидовича Пикура и многое другое. Всем нашим учителям низкий поклон за то, что они подарили нам частицу себя!

Большинству нынешних студентов, наверное, невдомек, что в 70–80-е годы учеба была действительно основным занятием студентов. Конечно, не все могли одинаково успешно делить свое время между учебой и «личной жизнью», и, в частности, за пропуски занятий и текущую неуспеваемость вполне могли отчислить из института. «Хвосты», если они у кого были, должны были «отпасть» к началу семестра и никак иначе. А в целом учеба в институте и сейчас вспоминается, как что-то цельное, мощное, полнокровное… Одним словом – дающее ***Образование****».*

Кафедра продолжала работу над совершенствованием учебного плана специальности. К 1978 году из него были выведены такие общеинженерные дисциплины, как «общая химия», «технология металлов и учебные мастерские», «сопротивление материалов», «патентоведение». Курс «начертательной геометрии и машиностроительного черчения» заменили более коротким курсом «инженерной графики».

Вместо преподавания этих предметов был существенно расширен объем дисциплин, связанных с математикой, численными методами и программированием. В учебный план добавили уникальный четырехсеместровый курс «Математические основы теории управления», который вели доцент Ю. А. Фролов и профессор Е. Г. Голоскоков, и отдельную курсовую работу по этому предмету. Курс охватывал широкий спектр оптимизацион-

ных задач – от задач линейного и нелинейного программирования до задач оптимального управления. Дисциплина включала аналитические и численные методы решения: методы прямого поиска, градиентные методы, вариационные методы, принцип максимума Понтрягина, метод динамического программирования Белмана, метод моментов, численные методы решения двухточечных краевых задач, методы последовательного анализа вариантов и многие другие. С развитием компьютерной базы кафедры курс «обрастал» лабораторным практикумом, в котором студенты не только приобретали навыки использования методов, но и путем их самостоятельной программной реализации осуществляли доработку и адаптацию алгоритмов к конкретным условиям. Таким образом, воспитывались не простые пользователи методов, а специалисты, способные к их дальнейшему совершенствованию.

Фролов
Юрий Афанасьевич
(1930 – 1996, г. Харьков)

Кандидат технических наук (1968), научный руководитель профессор А. В. Дабагян. Доцент по кафедре автоматического управления движением (1969).

1943–1949 – учеба в Киевском (до 1948) и Кавказском (г. Орджоникидзе) Суворовском училище. Служба в рядах Советской Армии (1949–1954): командир взвода морской пехоты, Тихоокеанский флот, г. Порт-Артур.

Инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1961).

Инженер ВНИИЭМ (1961–1963) г. Истра, Московская область.

1963–1966 – аспирант кафедр динамики и прочности машин и автоматического управления движением. Ассистент (1966–1969), доцент (1969–1996) кафедры автоматического управления движением.

Автор более шестидесяти научных статей и материалов докладов.

Основные читавшиеся курсы: *«математические основы теории управления», «механика космического полета», «методы оптимизации».*

Научные интересы: *динамика твердого тела и автоматическое управление движением летательных аппаратов.*

Доцентом Э. А. Пикуром был создан и читался курс «Логические основы ЦВМ», курс «Математические основы ЦВМ и управляющие машины» был развернут в «Программирование для ЦВМ и алгоритмические языки», а часть, связанная с управляющими машинами, была перенесена в другой предмет. Эти изменения в учебном плане отражали бурное развитие вычислительной техники и методов программирования для ЭВМ, происшедшие за предыдущее десятилетие, оснащение компьютерной техникой базового предприятия и его потребности в квалифицированных специалистах, владеющих языками программирования.

Пикур
Эдуард Арвидович
(1933 – 2007, г. Харьков)

Кандидат технических наук (1968), научный руководитель профессор А. В. Дабагян. Доцент по кафедре автоматического управления движением (1969).

Инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1958).

Механик, старший лаборант кафедры динамики и прочности машин (1958–1959), ассистент кафедры динамики и прочности машин (1959-1964); ассистент (1964–1966), старший преподаватель (1966-1968), доцент (1968–1999) кафедры автоматического управления движением

Автор более сорока научных статей и материалов докладов.

Основные читавшиеся курсы: *«численные методы и программирование», «математические основы ЦВМ и управляющие машины», «логические основы ЦВМ», «цифровые машины».*

Научные интересы*: автоматическое управление в турбостроении.*

Также был существенно увеличен объем специальных предметов. Курс «Основы автоматического управления» был превращен в «Теорию автоматического управления», переработан курс «Механика космического полета», разработаны новые курсы

«Общая теория систем управления и их синтез», «Импульсная техника и импульсные системы управления», «Цифровые машины», «Наблюдающие устройства и адаптивные фильтры».

В 80-е годы студенческая жизнь, как и в прежние десятилетия, состояла не только из учебы. Студентов, как и ранее, привлекали для работы в сельском хозяйстве, на стройках и заводах города.

Вспоминает профессор В. Б. Успенский: *«Не только и не столько учебой вспоминается студенчество. Еще были и «работа в колхозах», «отработки на стройках города», стройотряды – харьковские и целинные, воскресники, ночные дежурства в институте, участие в самодеятельности и юморинах, ночные репетиции и поездки на гастроли и много-много других приятных и разных «мелочей». Правда, первые три курса приходилось, в основном, заниматься учебой. Зато на старших курсах надо было успеть перепробовать все. Я, пожалуй, успел. Перепробовал, что мог, – и сделал выбор в пользу науки».*

Рис. 5.1. Группа И-28 на сельхозработах. Крайний справа С. В. Олейник

В 1978 году был введен в эксплуатацию 14-этажный учебный корпус №1, а вскоре руководство института стало планировать строительство следующего, второго учебного корпуса. Его решено было разместить между физическим и главным («ректорским») корпусами. При этом часть территории должно было освободиться после сноса некоторых помещений физического корпуса и гаража. (К сожалению, при этом была ликвидирована уникальная лаборатория кафедры динамики и прочности машин «ВРД», предназначенная для экспериментальных испытаний дисков турбомашин).

Поскольку в проектируемом корпусе (его рабочее название было «корпус полупроводниковой техники») планировалась разместить кафедры и лаборатории инженерно-физического и физико-технического факультетов, то, как это было принято в те времена, для строительных работ привлекли студентов. Вначале, в весеннем семестре 1981 года на демонтаже старых зданий работала аудовская группа И-29 (они учились в вечернюю смену), а для работ в летние месяцы из студентов инфиза был создан ССО (студенческий строительный отряд) «Пульсар» (название тоже было космическим!).

Рис. 5.2. Строительство учебного корпуса № 2

Отряд общей численностью 25 человек в основном состоял из студентов аудовских групп И-20 и И-28. Командиром отряда был назначен студент группы И-27 Геннадий Ходячих, комиссаром – студент группы И-18А Дмитрий Бреславский. За два месяца работы студенческим отрядом во взаимодействии со строительными организациями был практически выполнен нулевой цикл – изготовлен железобетонный фундамент корпуса. «Бойцы» (участники отряда) летние стройотрядовские месяцы вспоминают не только из-за работы на стройке корпуса: гораздо четче в памяти остались подготовка концертов агитбригады под руководством А. Курицына (И-27) и В. Успенского (И-28), само выступление во Дворце студентов ХПИ и на фестивале агитбригад, спортивные состязания между стройотрядами города, субботники по строительству детских площадок и даже … выезды в поле в выходные дни для срочной помощи подшефному совхозу…

В 1977 – 1981 годах кафедра называлась кафедрой прикладной математики, но мало кто из студентов и преподавателей факультета помнил или даже знал об этом. Стремление вернуть ставшее уже всем известным название кафедры «АУД», образование и научная работа в области «автоматического управления движением» побудили коллектив кафедры обратиться к ректорату с просьбой о переименовании кафедры. Все документы были подготовлены, и 21 октября 1981 года приказом по ХПИ №423-I был объявлен Приказ МВССО УССР №267 от 5 июня 1981 года о переименовании кафедры прикладной математики в кафедру автоматического управления движением. Этим же приказом кафедра теоретической и математической физики стала именоваться кафедрой прикладной математики [5, л. 82; 6, с. 186].

Продолжался количественный рост преподавательского коллектива. В него влились Ю. И. Зайцев, окончивший аспирантуру кафедры и защитивший диссертацию, И. А. Токмакова, ставшая ассистентом после окончания института, и другие сотрудники кафедры, часто совмещавшие работу по науке с преподавательской.

Контакты с базовым предприятием способствовали развитию научных исследований на кафедре. Научное направление, связанное с моделированием динамики твердого тела и управлением вращением возглавил Ю. А. Фролов, активно работавший с КБ «Электроприборостроения». Он привлек к работе на кафедре на старших курсах лучших выпускников специальности – А. Г. Никульченко (1978), Ю. А. Плаксия (1980) и В. Б. Успенского (1984), которые после окончания института поступили в аспирантуру.

Профессор В. Б. Успенский вспоминает: «*Остаться работать на кафедре после окончания института было неожиданно, но, как оказалось позже, хорошо. Состав кафедры тогда насчитывал человек 20 преподавателей и до 15 человек научных сотрудников. Творческая атмосфера, полный рабочий день с перерывом на обед, ощущение большого коллектива, с которым видишься практически каждый день, отсутствие персональных компьютеров и интернета, которые всех нас делают индивидуалистами глобального масштаба – вот фон, на котором проходило обучение в аспирантуре и дальнейшая научная работа, за которую реальные заказчики платили реальные деньги.*

Если говорить о научной работе, нельзя не вспомнить о моем учителе – Юрии Афанасьевиче Фролове. Творческий человек, буквально фонтанирующий идеями, вдумчивый ученый, умеющий не только решать, но и находить новые задачи и щедро делиться ими с коллегами – что ценно вдвойне. Безусловно, он является одним из основателей научной школы, связанной с динамикой твердого тела и управлением вращением, которая и до сих пор продолжает жить на кафедре усилиями новых поколений ученых».

Как ученого, Ю. А. Фролова особенно интересовали проблемы, связанные с математическим и алгоритмическим обеспечением систем управления движением космических аппаратов (КЛА). К таким проблемам относились сложнейшая задача сближения космических аппаратов, теоретические разработки по рациональному кинематическому описанию управляемого вращения твердого

тела, оптимизация управляемых угловых маневров КЛА. Блестящие идеи, сформулированные им в области динамики твердого тела, управления вращением КЛА, совместно с учениками в эти годы были реализованы в форме эффективных алгоритмов определения ориентации КЛА по информации датчиков угловой скорости, алгоритма квазиоптимальной по быстродействию переориентации КЛА с помощью газореактивных двигателей, усовершенствованного метода инерционного разворота КЛА, методологии гиросилового управления ориентацией КЛА и многом другом.

К этому времени относится продолжение работ Э. А. Пикура с турбинным заводом и создание на кафедре под его руководством новой научной группы. В работах 70 – 80-х годов приняли участие молодые выпускники кафедры С. Д. Герасимов, Р. Е. Ласенко и В. П. Северин, исследования которого по выбранной в те годы тематике завершились в 2000-х годах защитой докторской диссертации. Усилиями этих ученых на кафедре сформировалось мощное научное направление в области математического моделирования и оптимизации сложных динамических процессов.

Творческий потенциал ученых кафедры был настолько велик и многогранен, что не ограничивался какой-то традиционной сферой приложения. Так, с 1976 по 1979 годы коллектив кафедры в составе А. И. Белова, В. А. Гужвы и В. М. Ермоленко в содружестве с сотрудниками ИПМАШа АН УССР выполнили работы по совершенно новому для них направлению в рамках хозяйственного договора с Харьковским физико-техническим институтом. Была разработана система управления для автоматического регулирования температуры теплоносителя при термостатировании резонатора и трубок дрейфа в линейном ускорителе для создававшегося в то время ускорителя ТОКАМАК.

В связи с тем, что профессор Голоскоков продолжал активно работать в области теории механических колебаний и готовил аспирантов, на кафедре постепенно образовалась научная группа

специалистов в области динамики машин. Значительная часть из них занималась расчетами динамических процессов в крановых конструкциях. Группа имела большое количество хозяйственных договоров с предприятиями Харькова, Ленинграда, Клайпеды и других городов. Активно сотрудничал с этой научной группой профессор кафедры подъемных и транспортных машин ХПИ Б. И. Жермунский. За четверть века существования группы сотрудниками кафедры под руководством Е. Г. Голоскокова защищены кандидатские диссертации: Ю. И. Зайцевым, впоследствии – ученым секретарем НТУ «ХПИ» (1981), В. П. Рубашкой (1985), А. Л. Ключником (1992), С. Е. Гардером (2002).

Ермоленко Валентин Михайлович (1927 – 1992, г. Харьков)

Кандидат технических наук (1966), научный руководитель профессор А. В. Дабагян. Доцент по кафедре автоматического управления движением (1967).

Во время пребывания в оккупации отправлен на принудительные работы в Германию (1943–1945). После освобождения служба в рядах Советской Армии (1945–1951): стрелок 206 запасного стрелкового полка, командир отделения 5 тяжелого понтонно-мостового полка.

Инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1958).

Инженер Харьковского турбинного завода (1958–1962).

Аспирант кафедр динамики и прочности машин и автоматического управления движением (1962–1965), ассистент (1965–1967), доцент (1967–1992) кафедры автоматического управления движением.

Ученый секретарь научно-технического совета ХПИ.

Автор более сорока научных статей и материалов докладов.

Основные читавшиеся курсы: *«теория автоматического управления» для разных специальностей.*

Научные интересы: *идентификация в динамических системах, теория автоматического управления.*

В середине 80-х годов по инициативе профессора С. И. Богомолова, заведующего кафедрой ДПМ, был заключен договор с НПО «Энергия» (Москва) на выполнение большого цикла расчетных работ по анализу динамики и прочности различных конструктивных элементов многоразового космического корабля «Буран» и ракеты – носителя «Энергия». В работах приняла участия практически вся проблемная лаборатория по динамике и прочности машин, куда входили научные коллективы механико-математических кафедр факультета. Теоретическим анализом проблемы «шимми», т.е. эффекта возникновения автоколебаний в передней стойке при посадке космического челнока, и выполнением расчетов занимались профессор Е. Г. Голоскоков, доцент Ю. И. Зайцев и инженер С. П. Канило.

Рис. 5.3. Коллектив кафедры АУД (1985 год) у входа в главный аудиторный корпус, где находился деканат факультета. Слева направо: 1 ряд: Р. Е. Мотылевкая, Ю. А. Задорожная, Л. В. Шипулина, Д. К. Овчарова, Е. Г. Голоскоков. 2 ряд: И. А. Токмакова, Л. С. Тимченко, И. В. Ушакова, С. Е. Гардер, А. Л. Ключник, Ю. А. Фролов, А. И. Белов. 3 ряд: В. Н. Митин, Р. Е. Ласенко, С. Д. Герасимов, Ю. И. Зайцев, В. В. Дмитренко, В. Б. Успенский, Ю. А. Плаксий, В. П. Рубашка, С. В. Кунцев

Ежегодно, до 1991 года, выполнялся большой объем исследований по хозяйственным договорам с КБ «Электроприборостроения». В начале 80-х годов основное внимание в научной работе специалистов кафедры было сосредоточено на задачах рационального описания кинематики вращения твердого тела и определения ориентации космического аппарата по информации с датчиков угловой скорости в форме квазикоординат (компонент вектора кажущегося поворота), а также задачах идентификации характеристик переходных процессов, происходящих в динамических системах навигации и управления. Работы по этому направлению проводились в рамках хоздоговорной темы с НПО «Электроприбор». Основные новые результаты в области динамики твердого тела были получены Ю. А. Фроловым, Л. В. Шипулиной, Ю. А. Плаксием, в задачах идентификации – А. Г. Никульченко В этот период учеными кафедры были введены новые нетрадиционные кинематические параметры (модифицированный вектор поворота), более удобные для описания кинематики управляемого вращения, получены кинематические уравнения и рассмотрены практические приложения этих параметров в задачах управления ориентацией твердого тела. Был предложен подход к разработке алгоритмов определения ориентации подвижных объектов и разработаны высокоточные степенные алгоритмы определения ориентации с учетом динамики вращения и инерционных характеристик КЛА, создан математический аппарат для исследования алгоритмов в форме эталонных моделей вращения. Для их построения была разработана методика аппроксимации параметров ориентации модельного движения квазимногочленами. По результатам исследований в 1993 году Ю. А. Плаксием была защищена кандидатская диссертация. Результаты работ по созданию новых алгоритмов определения ориентации в кватернионах были внедрены в НИР предприятий НПО «Электроприбор», НИИ «Полюс» (Москва) и ВНИИЭМ (Истра, Московская область).

Именно в этот период времени Ю. А. Фроловым закладываются основы научной школы, о которой в 90-х годах известный советский ученый, создатель экстенсивного принципа управления переориентацией КЛА профессор Кир Борисович Алексеев, заведующий кафедрой автоматики, информатики и систем управления Московского государственного индустриального университета, выступая в специализированном совете, отозвался, как об «…известной харьковской школе по динамике твердого тела».

Киреев Николай Григорьевич

Родился в 1936 году в селе Макаровка Льговского района Курской области, Россия.

Кандидат технических наук (1970), научный руководитель профессор А. В. Дабагян. Доцент по кафедре автоматического управления движением (1971). Профессор НТУ «ХПИ» (1992). Награжден почетным знаками Министерства высшего и среднего специального образования СССР, Министерства образования и науки Украины «Отличник образования Украины».

Студент Воронежского радиотехникума (1951–1955). Техник завода «Радиосигнал» (1956), г. Воронеж, Россия. Служба в рядах Советской Армии (1956-1959).

Инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1964).

Ассистент (1964), аспирант (1965–1968); ассистент (1968–1970), старший преподаватель, доцент(1971-1992), профессор (1992–2011) кафедры автоматического управления движением (систем и процессов управления). Заместитель по учебной работе декана инженерно-физического факультета ХПИ (1970-2000).

Автор более шестидесяти научных статей и материалов докладов, 6 учебных пособий с грифом Министерства образования и науки Украины.

Основные читавшиеся курсы: *«численные методы», «динамика полета и управление летательными аппаратами», «метрология, стандартизация и сертификация».*

Научные интересы: *задачи идентификации систем летно-конструкторских испытаний.*

Начиная с 1985 года, на кафедре усилиями Ю. А. Фролова, Л. В. Шипулиной и В. Б. Успенского стала развиваться тематика, связанная с управлением ориентацией КЛА. Первые результаты в этом направлении, а именно построение и обоснование закона управления переориентацией с помощью газореактивных двигателей по вектору кажущегося поворота, появились в 1985–1986 годах. Дальнейшие работы велись в рамках хоздоговорной темы с КБ «Электроприбор», которой руководил заведующий кафедрой профессор Е. Г. Голоскоков. После проведенного литературного поиска был подготовлен аналитический обзор методов решения задач управления вращением, а к 1987 году были разработаны и исследованы новые алгоритмы разворота КЛА с помощью реактивных двигателей по критерию быстродействия и по критерию минимума затрат рабочего тела при фиксированной продолжительности маневра. По результатам работы В. Б. Успенским в 1991 году была защищена кандидатская диссертация.

В 80-х – начале 90-х годов сотрудники кафедры Ю. А. Фролов, Ю. А. Плаксий, В. Б. Успенский и А. Г. Никульченко участвовали в ежегодных заседаниях Украинской секции Навигационного совета (Институт Кибернетики АН Украины), выступали с докладами. На заседаниях заслушивались и обсуждались новые результаты исследований ученых и инженеров с предприятий всего Советского Союза как в области разработки новых алгоритмов, так и в области приборного обеспечения.

Научные результаты, полученные сотрудниками кафедры, докладывались на многочисленных научных и научно-практических конференциях и симпозиумах всесоюзного и республиканского уровня. Это были IV Четаевская конференция по устойчивости движения, аналитической механике и управлению движением – Москва, 1982 год, Всесоюзная конференция «Проблемы динамики, управления и системного анализа летательных аппаратов» – Москва, 1982 год, IV Всесоюзная конференция по оптимальному управлению в механических системах – Москва, 1982 год,

Всесоюзная школа-семинар молодых ученых и специалистов «Динамика, управление и исследование операций летательных операций» – Клин, 1987 год, II Российско-Китайский симпозиум по аэрокосмической науке и технике (Самара, 1992 год), научно-техническая конференция «Фундаментальні та прикладні проблеми космічних досліджень» – Житомир, 1993 год и другие.

В 1986 году специалистами базового предприятия перед учеными кафедры была поставлена задача разработки математического обеспечения гиросиловой системы управления ориентацией и стабилизации для спутника серии «Аркон», предназначенного для дистанционного зондирования Земли. Работа по данному направлению оказалась настолько плодотворной, что исследования активно велись вплоть до 2000 года, В. Б. Успенским была издана монография «Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата», сделано два изобретения, аспирантом из Китайской Народной Республики Лю Хуэем была защищена кандидатская диссертация, а В. Б Успенским – докторская.

К основным научным результатам, полученным сотрудниками кафедры по данному направлению, следует отнести: разработку и исследование кинематических моделей вращения, обеспечивающих высокоточное решение задач переориентации КЛА для произвольных краевых условий; методы и алгоритмы эффективного управления гиродинами в гиросистеме произвольно-заданной структуры; методику выбора оптимальной структуры гирокомплекса с учетом инерционных характеристик КЛА; решение задачи оптимальной разгрузки гирокомплекса и задачи идентификации моментов инерции КЛА в полете; управление гиросистемой в нештатных условиях эксплуатации, связанных с отказом одного гиродина; алгоритмы калибровки гироизмерителей вектора угловой скорости.

В процессе внедрения результатов исследований в научно-исследовательскую работу базового предприятия была подтвер-

ждена их высокая эффективность. В частности, было установлено, что разработанные методы и алгоритмы на 10 – 15% сокращают плановое время осуществления требуемой высокоточной переориентации спутника дистанционного зондирования Земли, что позволяет интенсифицировать программу полета и повысить эффективность использования такого спутника.

А. И. Белов в 1989 – 1995 годах руководил циклом работ, выполняемых по договорам с КБ «Электроприбор» и связанных с юстировкой и калибровкой измерительных систем космического телескопа. Результаты работы изложены в кандидатской диссертации аспиранта кафедры О. В. Соляника, защищенной им в 1993 году.

В 1989 и 1991 годах были внесены очередные изменения в учебный план специальности, в 1991 году она называется «Динамика полета и управление движением ракет и космических аппаратов». Были добавлены предметы, связанные с бурно развивающимися информационными технологиями для появившихся тогда в стране персональных компьютеров: «Вычислительная техника», «Системное программирование». Также добавились два специальных предмета «Инерциальные системы управления ЛА» и «Системы управления движением ЛА», которые читались в 10 семестре по субботам, при пятидневной практике студентов на базовом предприятии.

Уникальная работа по подготовке учебно-методической литературы для студентов кафедры была выполнена Н. Г. Киреевым. Им разработаны и изданы в г. Киеве специализированные учебные пособия: «Уравнения движения летательных аппаратов», «Аппроксимация и идентификация в задачах динамики полета и управления», «Элементы систем управления ракет и космических аппаратов», «Конструкция и расчет систем разделения ступеней и отделения головных частей летательных аппаратов», «Условия полета и траектории движения беспилотных летательных аппаратов», «Системы управления беспилотных летательных аппаратов».

Процессы, происходившие в СССР в конце 80-х – начале 90-х годов прошлого столетия, «разрядка напряженности» в отношениях между Советским Союзом и США и связанное с ней ограничение стратегических вооружений, начавшийся экономический кризис привели к тому, что базовое для кафедры предприятие перестало получать большие объемы заказов. Это вызвало, как и на многих других предприятиях оборонного комплекса, стремление перейти к так называемой «конверсии», диверсификации выпускаемой продукции. Базовое предприятие начинает все больше заниматься проектированием систем управления атомными и тепловыми электростанциями, транспортом и другими задачами, вплоть до бухгалтерских систем. Это заставляет специалистов кафедры критически пересматривать учебный план специальности, готовить новые специальные курсы.

В это же время к заведующему кафедрой профессору Голоскокову обратилось руководство завода им. Т. Г. Шевченко с просьбой обеспечить подготовку специалистов в области управления технологическими процессами для их предприятия. На заводе было хорошо известно качество выпускников-аудовцев, их возможности в решении сложных нестандартных проблем.

Предложения промышленности подтолкнули специалистов кафедры к созданию на старших курсах второй специализации, получившей название «Оптимизация и оптимальное управление технологическими процессами». С 1992 года в учебном плане кафедры уже две специализации, – кроме вновь созданной, и традиционная «Оптимизация и оптимальное управление летательными аппаратами». Первые пять семестров студенты слушали классические, фундаментальные предметы, а специализация начиналась довольно рано: уже в шестом семестре вместо теории колебаний и устойчивости движения на новой специализации читалась газо- и гидродинамика. На четвертом курсе было уже два предмета специализации, а основные различия в плане были сконцентрированы на пятом курсе. Кроме уже упомянутой, в план новой специализации

вошли дисциплины: «Теория информации и кодирования», «Адаптивные фильтры и адаптивное управление», «Дополнительные главы вычислительной математики» и некоторые другие. Новые курсы были подготовлены А. И. Беловым, научным сотрудником В. Б. Успенским, который после защиты диссертации, по совместительству вел занятия, и другими преподавателями кафедры.

В независимой Украине с начала 90-х годов начался переход на общемировую систему образовательных уровней, были введены до этого отсутствовавшие уровни бакалавра и магистра. Соответственно, кафедра занялась выбором наиболее близкого к специальности бакалаврата. После вдумчивых поисков, учитывая наметившиеся тенденции в отечественном образовании и потребностях народного хозяйства, было решено остановиться на направлении «Прикладная математика», и студенты приема 1993 года уже занимались по новому учебному плану, который постепенно модифицировался для того, чтобы разделить образование на две части – первые четыре года программы бакалавра, заканчивавшиеся защитой дипломной работы, и следующие полтора года – специалиста (инженера) и магистра.

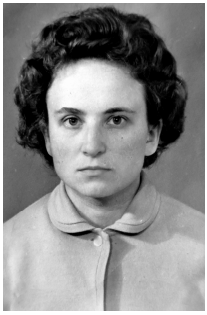
Проведенный переход и серьезное изменение учебного плана, которое постепенно проходило все 90-е годы после принятия очередных документов учебно-методической комиссии по этой специальности, еще долгие годы вызывали споры на кафедре. С одной стороны, из-за серьезного экономического кризиса 90-х годов финансирование ракетных программ на базовом предприятии, которое акционировалось и стало называться «ХАРТРОН», практически остановилось, а космические были серьезно урезаны. При этом предприятие уже было не в состоянии принимать такое количество выпускников кафедры. Из-за этого образование должно было стать не таким специализированным, получив его, выпускники должны были иметь возможность работы на разных предприятиях. Бакалаврат «Прикладная математика» давал такие возможности из-за большего объема общих фундаментальных матема-

тических дисциплин и предметов, связанных с программированием. С другой стороны, многие наработки, уникальный опыт, полученный кафедрой именно в области преподавания динамики ЛА и управления ими, оказались не полностью включенными в программы курсов. Одни курсы были сокращены, а другие, специализированные, читавшиеся на базовом предприятии, вообще ликвидированы.

Как и во многих вузах, особенно готовящих специалистов в области авиации, космонавтики, атомной промышленности, 90-е годы прошлого столетия были отмечены серьезным кризисом высшего технического образования, связанным с системным кризисом соответствующих отраслей промышленности. Для кафедры АУД это тоже были сложные времена, когда серьезно поменялся и уменьшился кадровый состав кафедры. После 1991 года несколько преподавателей перешли на другие кафедры и в другие институты, многие вообще ушли из сферы науки и высшего образования. Второй раз коллектив существенно уменьшился в 1995 году, когда при реорганизации кафедры прикладной математики ректоратом было решено объединить всех преподавателей, ведущих общие и специальные математические курсы на ряде факультетов, на одной кафедре. Это решение тоже имело свои положительные и отрицательные стороны. С одной стороны лучше, чтобы кафедра, выпускающая бакалавров и магистров по прикладной математике, вела сквозную математическую подготовку с первого до последнего курса. С другой стороны, с методической точки зрения важным является объединение всех преподавателей, ведущих специальные математические курсы, в рамках одного коллектива. В 1995 года на кафедру прикладной математики перешли Ю. Ф. Сенчук, И. В. Ушакова и другие преподаватели, работавшие на кафедре с момента ее основания, а также ученики Е. Г. Голоскокова – Ю. И. Зайцев и С. Е. Гардер.

Коллектив понес невосполнимые утраты в связи с кончиной преподавателей. В этот период ушли из жизни В. М. Ермоленко (06.04.1992) и Ю. А. Фролов (27.01.1996).

В 1999 – 2000 годах вышли на пенсию Э. А. Пикур и Д. К. Овчарова. На смену им в 90-е годы пришли на кафедру молодые специалисты – в начале 90-х годов после защиты кандидатских диссертаций преподавателями стали Ю. А. Плаксий и В. Б. Успенский. За несколько лет они превратились в опытных доцентов, ведущих основные предметы на кафедре.



Овчарова Дина Константиновна

Родилась в 1934 году в г. Москва, Россия.

Кандидат технических наук (1972), научный руководитель профессор Е. Г. Голоскоков. Доцент по кафедре прикладной математики (1979).

Инженер-физик по специальности «Динамика и прочность машин», физико-механический факультет Ленинградского политехнического института (Сейчас Санкт-Петербург, Россия) (1958).

Инженер Харьковского турбинного завода им. С. М. Кирова (1958-1961).

Младший научный сотрудник (1961–1962), старший инженер (1963-1966), инженер (1966–1967), ассистент (1967-1973) кафедры динамики и прочности машин. Ассистент (1973–1974), старший преподаватель (1974–1977), доцент (1977–2000) кафедры прикладной математики (автоматического управления движением).

Автор более сорока научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«специальные разделы высшей математики», «теория вероятности и математическая статистика», «уравнения математической физики», «численные методы математической физики», «теория автоматического управления».*

Научные интересы: *динамика роторов.*

В 90-х годах, несмотря на тяжелое положение в образовании, на кафедре продолжались научные исследования. В. Б. Успенский приступил к работе над фундаментальными проблемами навигации и гиросилового управления вращением, полученные решения которых в дальнейшем легли в основу его докторской диссертации и последующей научно-практической деятельности.

В 1992 году учеными кафедры был подготовлена заявка на выполнение научных исследований в рамках темы бюджетного финансирования, по которой было получено положительное решение. С этого времени на кафедре постоянно выполняются в рамках государственных научных программ различные исследовательские проекты. В работах под руководством профессора Е. Г. Голоскокова принимали участие А. И. Белов, Ю. А. Фролов, Ю. А. Плаксий, В. Б. Успенский, Л. В. Шипулина и аспирант кафедры, выпускник 1986 года, Е. В. Кормилец, поступивший в аспирантуру после нескольких лет работы на «ХАРТРОНе». Работы в 1992-1993 годах проводились в области создания методов терминального управления движением. В них получила дальнейшее развитие методика построения моделей переориентации, обеспечивающих выполнение произвольно-заданных терминальных условий как по ориентации, так и по угловой скорости КЛА.

В 1992 – 1994 годах в рамках проекта по программе Государственного комитета по науке и технике «Создание систем управления аэрокосмическими объектами» было разработано алгоритмическое и программное обеспечение гиросиловых систем управления прецизионной ориентацией искусственных спутников Земли. Преподавателями кафедры была создана методика построения моделей вращения твердого тела, на их основе получено решение задачи терминального управления переориентацией на большие углы. Разработаны высокоточные алгоритмы определения ориентации с учетом динамики ИСЗ, его переориентации с помощью минимально-избыточной компланарной системы гиродинов. Также в ходе исследований были созданы методы и алгоритмы переориентации ИСЗ с использованием траекторий свободного вращения; разработаны алгоритмы калибровки гироизмерителей вектора угловой скорости с помощью астродатчиков.

Шипулина Людмила Васильевна

Доцент кафедры систем и процессов управления. Кандидат технических наук (1967), научный руководитель профессор А. В. Дабагян. Доцент по кафедре автоматического управления движением (1969).

Награждена Грамотой Министерства образования и науки Украины (2005).

Инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1960).

Инженер, инженер-конструктор Харьковского турбинного завода им. С. М. Кирова (1960-1962).

Аспирант (1962–1965), ассистент (1965–1968), доцент (с 1969) кафедры автоматического управления движением (систем и процессов управления).Ученый секретарь Ученого Совета инженерно-физического факультета (1975–2001).

Автор 53 научных статей и материалов докладов, конспекта лекций.

Читаемые курсы: *«аналитическая механика», «динамика твердого тела», «основы теории колебаний», «гироскопические системы управления», «цифровые системы управления», «моделирование и анализ сложных систем».*

Научные интересы: *синтез систем управления.*

В рамках научных проектов бюджетного финансирования, выполнявшихся в 1996 – 2000 годах, учеными кафедры были разработаны методы и алгоритмы повышения эффективности избыточных систем управления КЛА за счет идентификации параметров чувствительных элементов САУ и моментов инерции КЛА; определения ориентации КЛА в условиях избыточного числа измерителей; комплексирования исполнительных органов различного типа при управлении вращением КЛА.

Еще одним направлением научной работы кафедры в тот период стали задачи пространственного маневрирования ЛА самолетного типа. К этой тематике в конце 90-х годов приступил доцент

А. И. Белов. Им была поставлена задача нахождения метода решения терминальной задачи, возникающей при реализации автоматического управления самолетом, выполняющим скоротечный пространственный маневр. Цель маневра – перевод самолета из произвольной текущей точки с произвольной ориентацией вектора скорости, в заданную по целеуказанию точку пространства при определенной ориентации. Примером такого маневра является боевой.

Разрабатываемый метод должен был обеспечивать возможность управления самолетом в реальном масштабе времени и высокую точность прихода его в конечную точку по всем шести координатам. Такой метод был найден А. И. Беловым и его учениками, в основном студентами старших курсов, на его основе разработаны и исследованы алгоритмы управления пространственным маневром самолета. Большой объем исследований в этом направлении был выполнен А. И. Беловым совместно с майором А. О. Клемишиным, сотрудником Харьковского университета Воздушных сил имени Ивана Кожедуба. Диссертация, написанная им по результатам данных исследований, была защищена в 2003 году.

Сокращение учебной нагрузки, связанное с уменьшением числа студентов, уменьшением числа учебных часов, выделяемых для консультаций по научным исследовательским работам студентов, ликвидацией специализаций, проведенной по всему институту, привели к началу 2000 годов к сокращению до 7–8 человек коллектива кафедры. С другой стороны, состояние базового предприятия не вызывало больших надежд по трудоустройству большого числа специалистов, традиционно готовившихся на кафедре. Поэтому в начале 2001 году заведующим кафедрой, профессором Е. Г. Голоскоковым после длительных обсуждений с коллегами, было принято решение о начале подготовки к открытию на кафедре нового направления обучения студентов, связанного с широко развивавшимися в то время во всем мире информационными технологиями. Новый этап в развитии кафедры было решено связать с новейшей специальностью «Информатика», подготовив

специализацию «Информационное обеспечение систем управления реального времени». Основы для этого решения были заложены научными разработками специалистов кафедры в области создания прикладного математического и программного обеспечения для систем управления, систем автоматического проектирования и расчетного моделирования, построенных на базе ЭВМ. Базовую специальность кафедры было решено сохранить и развивать в сторону увеличения фундаментальности механико-математического образования и разработки новейших курсов, связанных с программированием и информационными технологиями.

Список литературы:

1. Архив НТУ «ХПИ», ф Р-1682, оп. 11, д. 1171. Приказы №1001 – №1100 с 20.05.72 по 31.05.72. Т.XI. – 178 листов.
2. Горелова С. А. Вклад харьковского политехнического института в развитие ракетно-космической техники. / С. А. Горелова. // Матеріали VII наукових читань «Дніпровська орбіта-2012». Збірник доповідей. – Дніпропетровськ, НЦАОМ, 2012. – С.26–31.
3. Архив НТУ «ХПИ», ф Р-1682, оп. 14, д. 1884. Приказы №1111 – №1200 с 31.05.73 по 12.06.73. Т.XII. – 224 листа.
4. Архив НТУ «ХПИ», ф Р-1682, оп. 2Л, д. 1975. Приказы №1001 – №1100 с 11.05.77 по 21.05.77. Т.XI. – 205 листов.
5. Архив НТУ «ХПИ», личное дело № 147539 Голоскоков Евгений Григорьевич. – 187 листов.
6. Евгений Григорьевич Голоскоков (к 80-летию со дня рождения). Биобиблиографический указатель / Сост. А. А. Ларин, С. А. Горелова. – Х.: НТУ «ХПИ», 2008. – 44 с.

ГЛАВА 6

ОРГАНИЗАТОР СПЕЦИАЛЬНОСТИ ПРОФЕССОР АРЕГ ВАГАРШАКОВИЧ ДАБАГЯН

Арег Вагаршакович Дабагян (1920 – 2005) – известный ученый в области механики, динамики машин, прикладной теории колебаний и систем управления, член международной федерации по автоматическому управлению и контролю (ИФАК) от СССР, академик Академии технической кибернетики, член редакционной

коллегии и редакционного совета международного журнала «Engineering & Automation», Заслуженный работник народного образования, Почетный доктор НТУ «ХПИ», профессор, доктор технических наук.

А. В. Дабагян родился 28 мая 1920 года в Тбилиси. Его отец В. Ш. Дабагян (1899–1938) – большевик, участник Гражданской войны, после окончания которой с семьей переехал в Ереван. В Советской Армении он занимал ряд ответственных постов. В голодном 1933 году Вагаршак Шамирович выступил против распределения материальных благ среди партийной верхушки, за что был исключен из партии. Несмотря на то, что вскоре его в ней восстановили, клеймо троцкиста осталось. Это событие отозвалось в 1937 году, когда В. Ш. Дабагян был арестован и в следующем году расстрелян. Была также арестована и мать Арега Вагаршаковича – Арусяк Ивановна Малхасян. Пострадали от репрессий и ее братья: Арамаис Иванович расстрелян в 1938 году, Василий Иванович получил срок 20 лет лагерей и вернулся только в 1954 году, а третий брат Аршак Иванович скончался в Тбилиси накануне своего ареста.

Арег Вагаршакович в это время учился в Московском авиационном институте (МАИ), в который поступил в сентябре 1936 года. Уже в детстве учителя оценили способности А. В. Дабагяна, он был переведен из восьмого класса в десятый, и окончил школу с золотой медалью, когда ему едва исполнилось 16 лет. В МАИ он был принят без вступительных экзаменов. Уже в те годы проявлялся широкий круг его интересов: помимо занятий в МАИ, он посещал также лекции в Медицинском институте (увлечение медициной А. В. Дабагян пронес через все свое творчество), а также лекции по математике в Московском университете.

После ареста отца, матери и ее братьев, несмотря на то, что А. В. Дабагян был отличником учебы, его исключили из института и из комсомола. Бездомным бродягой он скитался по Москве, пере-

биваясь случайными заработками. Выручали товарищи – студенты, а также младшая сестра Нора, высылавшая деньги, хотя сама жила очень скудно, получая помощь от родственников. Факт ареста матери она от Арега скрывала до ее внезапного освобождения. От всех потрясений и тяжелых бытовых условий у А. В. Дабагяна начался туберкулез легких, несколько месяцев он пролежал в больнице [1, с. 6].

В 1938 году в газете «Правда» было опубликовано знаменитое «письмо товарища Сталина товарищу Иванову», в котором было сказано, что «сын за отца не отвечает». Арег Вагаршакович обратился в институт с просьбой о восстановлении. Ему ответили, что жить и учиться в Москве он не может, однако предложили на выбор несколько вузов. Среди них был и Харьковский механико-машиностроительный институт (ХММИ). С сентября 1939 года А. В. Дабагян учится в нем на специальности «Динамика и прочность машин» (ДПМ), которая тогда находилась на Автотракторном факультете.

Здесь он встретил свою судьбу – однокурсницу Инну Петровну Кульбачную. Свою любовь они пронесли сквозь всю нелегкую и насыщенную событиями жизнь.

В 1941 году Дабагян окончил четыре курса ХММИ и сдал все экзамены за пятый курс. После июльского выступления Сталина по радио и объявления войны Отечественной ребята его группы в полном составе подали заявления в военкомат. Их направили на учебу в Академию бронетанковых и механизированных войск (БТ и МВ). После краткого, но очень напряженного обучения, в сентябре 1941 года курсантам академии выдали справки об окончании института без защиты дипломного проекта. Лучшие выпускники были направлены преподавателями в танковые училища. В их число попал и Арег Вагаршакович, получивший назначение в Киевское танковое техническое училище, находившееся тогда на Урале в городе Кунгур.

Тяжелые условия войны сказались на здоровье, у Арега Вагаршаковича опять открылся туберкулез. После лечения в госпи-

талях он добился направления на фронт, решив, что «лучше погибнуть на фронте, чем гнить в тубдиспансере» [1, с. 11]. Для получения назначения инженер-старший лейтенант Дабагян прибыл в Москву в управление кадров бронетанковых войск. Там он встретил своего сослуживца по Кунгуру, старшего батальонного комиссара Ивана Васильевича Шияна, который предложил Дабагяну участвовать в конкурсе на замещение вакантной должности преподавателя кафедры танков Академии БТ и МВ. Несмотря на то, что молодой офицер не имел полноценного диплома вуза и высокого воинского звания, конкурс этот он выиграл, и в феврале 1944 года был принят преподавателем.

В Москве он встретил свою Инну, которая проходила службу в Московском округе ПВО в отряде аэростатов заграждения. Вскоре они поженились. В 1945 году у них родилась дочка Нора. На почве тяжелых бытовых условий у Инны Петровны, уже уволенной из армии, возник конфликт с начальником строевой части академии, и на следующий день А. В. Дабагян был демобилизован. Ему удалось получить место на кафедре электротехники Владивостокского высшего мореходного училища. Инне Петровне было также предоставлено место ассистента на кафедре материаловедения. Кафедра электротехники только создавалась, на ней не было ни одного преподавателя, и Арег Вагаршакович был назначен исполняющим обязанности заведующего. Ему была поставлена задача: в течение года оборудовать кафедру и обязательно защитить кандидатскую диссертацию.

В выборе темы для кандидатской диссертации помогла работа, которой А. В. Дабагян занимался в Академии БТиМВ – исследования колебаний подвески танков. По ней Арег Вагаршакович опубликовал на кафедре танков две работы с грифом «Для служебного пользования» (ДСП):

– «Анализ работы танковых амортизаторов, установленных на танках, применявшихся в Отечественной войне»;

– «Ходовая система танков (Анализ танков, применявшихся в Отечественной войне)».

Молодому исследователю пришла в голову мысль построить модель колебаний танка при стрельбе с хода. В те годы компьютеров еще не было, но зато уже использовались электрические стенды для моделирования механических процессов. А. Дабагян построил модель на трансформаторах, а входные импульсы моделировал с помощью специального преобразователя индуктивного типа, подающего сигнал через низкочастотный усилитель. Регистрацию колебательного процесса производили с помощью осциллографа. Создание электрической модели потребовало больших усилий. Осциллограф удалось достать в Дальэнерго, усилитель звуковых частот одолжили в кинопрокате, преобразователь и трансформаторы мотали сами (жена Инна во всем помогала). Экран, моделирующий неровности почвы, устанавливался на диске, вращавшемся от электромотора. Через каждый его оборот процесс колебаний повторялся. Эту модель удалось создать за несколько месяцев.

К апрелю 1947 года все эксперименты были завершены, а в мае подготовлена диссертация и плакаты. Однако в Москве, в Академии диссертацию к защите не приняли, и Арег Вагаршакович решил обратиться в ХММИ. Здесь его охотно поддержал знавший его по студенческим годам профессор И. М. Бабаков, которому работа понравилась. Однако ему не понравился диплом инженера, полученный без защиты дипломного проекта. Решили, что нужно его защитить, а в качестве работы представить инженерный расчет установки, на которой производились исследования колебаний танковой подвески. Эту идею поддержал и заведующий кафедрой «Тракторостроение» профессор М. И. Медведев. Весь июнь молодой ученый работал над дипломным проектом, и первого июля, на последнем заседании ГЭК его удалось защитить [1, с. 17–18]. Тогда диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук была принята к защите, которая

состоялась 17 сентября 1947 года по теме «Электрическое моделирование колебаний танка при движении по пересеченной местности» [2, л. 11].

Возвратиться во Владивосток новоиспеченному кандидату наук не пришлось, так как электротехнический факультет и кафедра электротехники в мореходном училище были расформированы. Тогда И. М. Бабаков пригласил Дабагяна на кафедру теоретической механики ХММИ. Зима 1947/48 гг. была для Арега Вагаршаковича очень тяжелой, у него в очередной раз открылся туберкулезный процесс. Спасла ему жизнь его супруга. Инна Петровна дошла до заместителя министра здравоохранения и все-таки достала новейший в то время препарат – стрептомицин. После проведенного курса лечения туберкулез никогда больше не проявлялся.

В 1949 году в ХММИ открывается инженерно-физический факультет, возрождается система «физмеха» [3]. А. В. Дабагян принимает в этом деятельное участие, в 1948 году он переведен на должность доцента кафедры ДПМ. Здесь он читал курсы теоретической механики, общей электротехники, радиотехники, а позже основы автоматического управления и методы экспериментального исследования динамики и прочности машин. В 1948 году он был назначен временно исполняющим обязанности заведующего кафедрой ДПМ. Однако, понимая, что ему еще трудно справляться с такой ответственной работой, он предложил пригласить на эту должность члена-корреспондента АН УССР, заведующего отделом динамической прочности Лаборатории проблем быстроходных машин и механизмов А. П. Филиппова [4].

Основным направлением деятельности лаборатории было бурно развивающееся в послевоенные годы турбостроение. С приходом на кафедру ДПМ Филиппова тематика научных работ ее сотрудников также в основном связана с потребностями турбостроения [5, с. 196–203].

А. В. Дабагян внес большой вклад в исследование динамических процессов роторов турбогенераторов. Изучая динамические

процессы, происходящие в роторе и лопаточном аппарате турбины, а также в ее системе управления, он по-новому взглянул на проблемы динамики и прочности турбомашин. С 1951 года ученый ведет исследования в области электромеханических колебаний роторов гидро- и турбогенераторных установок. До этого изучение переходных и установившихся процессов рассматривалось отдельно в первичном двигателе (турбине), в электрической машине (генераторе) и, наконец, в высоковольтной цепи. При этом прочностные расчеты механических элементов, в том числе и связанные с наступлением резонансных режимов, производились по приближенной схеме и не связывались с электрическими режимами. К тому времени уже было известно, что аварии лопаток турбин могут быть вызваны электрическими процессами в генераторе или в электрической цепи. В связи с этим Дабагян в своей работе начал рассматривать энергетическую установку как единый преобразователь различных видов энергии. За десятилетие им была подготовлена докторская диссертация. Работая над ней, А. В. Дабагян бывал на крупных заводах Харькова, участвовал в правительственных комиссиях, анализировал причины аварий на гидравлических и тепловых электростанциях.

Докторская диссертация на тему «Некоторые колебательные процессы в роторах турбо- и гидрогенераторных установок при несимметричных и асинхронных режимах работы генератора» была защищена в январе 1961 года [6].

После утверждения степени доктора технических наук и получения звания профессора ректор ХПИ М. Ф. Семко предложил Дабагяну открыть новую специальность и кафедру. Арег Вагаршакович хотел посвятить свою дальнейшую деятельность одному из самых современных направлений в науке и технике. Выбор стоял между системами управления космическими летательными аппаратами (КЛА) и термоядерным синтезом. Как мы уже писали, проблему выбора решил **Его Величество СЛУЧАЙ**. В купе московского поезда А. В. Дабагян встретился с Владимиром

Григорьевичем Сергеевым – главным конструктором КБ «Электроприборостроения» (так называлось харьковское засекреченное предприятие по разработке систем управления КЛА) [7]. В результате в 1964 году на инженерно-физическом факультете на основе тесного сотрудничества КБ «Электроприборостроения» и ХПИ в 1964 году была открыта новая специальность – «Динамика полета и управление движением ракет и космических аппаратов» и кафедра «Автоматическое управление движением», которой поручается подготовка специалистов по указанному направлению. Заведующим кафедрой становится доктор технических наук, профессор Арег Вагаршакович Дабагян.

При создании новой специальности ее создатели опирались на опыт подготовки инженеров-исследователей, ранее выпускавшихся на инженерно-физическом факультете. А. В. Дабагян возглавил работу по созданию оригинального учебного плана, изюминкой которого было наличие мощной математической подготовки классического уровня, специальных разделов математики и дисциплин современной теории управления.

В 1972 году на кафедре АУД была открыта новая специальность – автоматизированные системы управления производством (АСУП). В 1977 году подготовка по ней была оставлена кафедре АСУ (так стала называться кафедра А. В. Дабагяна). За несколько лет были открыты пять специализаций:

– Интегральные системы АСУ;
– Системы управления в реальном времени;
– Искусственный интеллект;
– Системы управления научными исследованиями и комплексными испытаниями;
– Управление атомными и теплоэнергетическими станциями.

По всем указанным специализациям были созданы оригинальные учебные планы и пакеты программ. Сам Дабагян читал курсы «Теория колебаний», «Теория управления», «Методы экспериментальных исследований», а также оригинальные курсы

«Проектирование развивающихся технико-экономических систем» и «Интеллект человека и искусственный интеллект».

Круг научных интересов профессора Дабагяна был чрезвычайно широк. Кроме проблем теории колебаний и динамики машин, а также работ по закрытой тематике, связанной с системами управления КЛА, он занимался многими задачами, среди которых:

– принцип построения машинных систем, основанный на их стоимостных характеристиках и экономической эффективности;

– оригинальный метод решения оптимизационных задач для широкого класса нелинейных систем;

– методика построения математических моделей экономических и макроэкономических процессов;

– методика спектрального анализа энцефалограмм и прогноза течения процесса реабилитации пациента с черепно-мозговой травмой;

– создание тренажера по обучению космонавтов работе с секстантом;

– разработка типоразмерного ряда управляющих ЭВМ специального назначения.

Кроме исследований по закрытой тематике, по которым написано 77 отчетов, им опубликовано 329 научных статей и тезисов докладов, издано 12 монографий и девять учебных пособий, а также получено девять авторских свидетельств.

Особую гордость Арега Вагаршаковича составляют его ученики, среди которых 51 человек защитили кандидатские, а 10 – докторские диссертации. 24 из его учеников стали преподавателями ХПИ, пятеро – заведующими кафедрами.

А. В. Дабагян заведовал кафедрой до 1990 года, а лекции читал до 1998-го. В 1998 году в результате тяжелой болезни Арег Вагаршакович лишился ноги, но научную работу не оставлял до конца дней. Уже будучи прикованным к инвалидному креслу, он

создал новую теорию волновых процессов в политико-экономических системах, которую опубликовал в монографии [8].

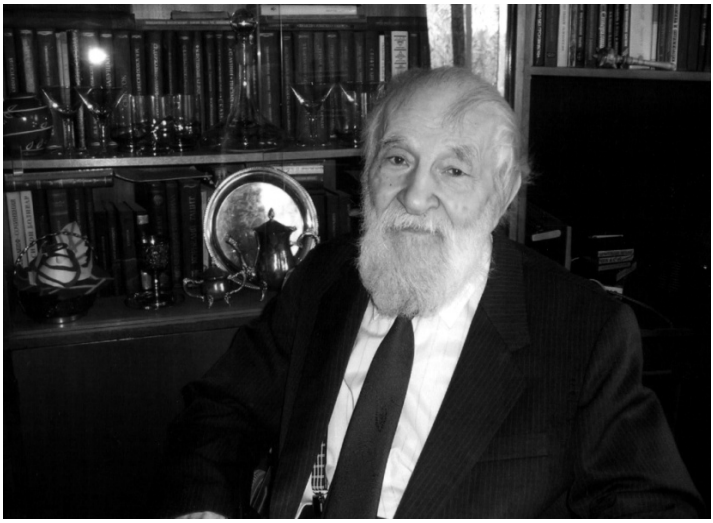


Рис. 6.1. Одна из последних фотографий А. В. Дабагяна, 2005 г.

Арег Вагаршакович Дабагян умер 26 сентября 2005 года в Харькове. Одним из последних его трудов стали мемуары, написанные накануне нового тысячелетия. Мы хотим закончить главу, посвященную Арегу Вагаршаковичу, пожеланиями этого замечательного ученого, педагога и человека потомкам, высказанными в его мемуарах:

«Пусть в начавшемся тысячелетии и во веки веков дома наших потомков будут наполнены звонкими голосами счастливых, здоровых и умных детей. Пусть их родители будут долгожителями. Пусть каждый, уходя из дома, будет встречать только доброжелательных людей. Пусть, возвращаясь домой, будет счастлив, встречая светлые улыбки любимых. Пусть у них всегда будет достаточно сил, чтобы они могли быть честными, смелыми, способными преодолеть любое зло, угрожающее здоровью и благополучию семей.

Счастливого пути в новое тысячелетие, дорогие потомки».

Список литературы:

1. Дабагян А. В. Некоторые колебательные процессы в роторах турбо- и гидрогенераторных установок / А. В. Дабагян. – Харьков: ТД «Золотая миля». – 2008. – Т. 1. – 240 с.

2. Архив НТУ «ХПИ» Дело №49 Дабагян Арег Вагаршакович. Отдел кадров ХПИ Начато 29 июня 1960 г. Окончено 18 февраля 1961 г. 107 л.

3. Бреславський Д. В. Зародження і розвиток системи фізмеху в Україні / Д. В. Бреславський, А. О. Ларін // «Наука і наукознавство». – 2007. – №2. – С. 76–82

4. Воробьев Ю. С. Академик Анатолий Петрович Филиппов – лидер научной школы в области динамики и прочности машин (к 110-летию со дня рождения) / Ю. С. Воробьев, А. А. Ларин, Г. И. Львов // Вестник Национального технического университета «ХПИ». - Динамика и прочность машин. – 2009. – Вып. 42. – С. 3–7

5. Ларин А. А. Очерки истории развития теории механических колебаний / А. А. Ларин. – Севастополь: Вебер, 2013. – 403 с.

6. Дабагян А. В. Некоторые колебательные процессы в роторах турбо- и гидрогенераторных установок при несимметричных и асинхронных режимах работы генератора: дис. … докт. техн. наук / Арег Вагаршакович Дабагян. – Харьков. – 1959.– 289 с.

7. Горелова С. А. Становление производства систем управления ракетно-космической техникой в Харькове / С. А. Горелова // Вісник Дніпропетровського університету. – 2009. – №1/2 Серія історія і філософія науки і техніки. – т. 17. – С. 119–126

8. Дабагян А. В. Теория и модели экономических и социально-политических волновых процессов / А. В. Дабагян. – Харьков: ТД «Золотая миля». – 2008. – Т. 5. – 424 с.

ГЛАВА 7

ДЕКАН ИНЖЕНЕРНО-ФИЗИЧЕСКОГО ФАКУЛЬТЕТА, ЗАВЕДУЮЩИЙ КАФЕДРОЙ ПРОФЕССОР ЕВГЕНИЙ ГРИГОРЬЕВИЧ ГОЛОСКОКОВ – УЧЕНЫЙ И ПЕДАГОГ

Евгений Григорьевич Голоскоков (1928 – 2008) – известный ученый в области динамики и прочности машин и процессов управления, доктор технических наук, профессор, Заслуженный работник высшей школы, лауреат Государственной премии Украинской ССР в области науки и техники, Почетный доктор

НТУ «ХПИ». В течение 27 лет он был деканом инженерно–физического факультета, 23 года заведовал кафедрами прикладной математики и автоматического управления движением (АУД/СПУ).

Евгений Григорьевич - специалист в области теории и методов исследования нестационарных процессов, нелинейных колебаний, а также в области теории и систем управления. Профессор Голоскоков является одним из самых известных представителей Харьковской школы прикладной математики и механики, внесшим заметный вклад в развитие теории нестационарных колебаний механических систем. Его кандидатская [1] и докторская [2] диссертации посвящены проблемам нестационарных колебаний.

Евгений Григорьевич Голоскоков родился 16 марта 1928 года в селе Семейное Краснояружского района Курской (ныне Белгородской) области в семье служащего. Евгений Григорьевич пошел в школу в 1936 году, а когда он был еще подростком, в его жизнь ворвалась война. В 1943 году через Краснояружский район проходила Курская дуга, село оказалось в прифронтовой полосе, и в нем расположилась 589–я отдельная авторота 237–й стрелковой дивизии. В мае 1943 года Евгений Григорьевич пятнадцатилетним юношей был принят добровольцем в эту роту. С ней он прошел через Украину, Венгрию, Чехословакию. Среди его боевых наград орден Отечественной войны и ряд медалей, в том числе «За победу над Германией» [3].

Когда отгремела война, Евгений Григорьевич был демобилизован из Советской армии, как не достигший призывного возраста. В сентябре 1945 года он был принят в Харьковский техникум промышленного транспорта им. С. Орджоникидзе, который с отличием окончил в 1949 году по специальности «Эксплуатация и ремонт автотранспорта». По окончании техникума Евгений Голоскоков был направлен на учебу в вуз в числе лучших выпускников техникумов по пятипроцентной квоте и поступил на машиностроительный факультет Харьковского механико–машиностроительного

института. Уже на втором курсе он перешел на инженерно–физический факультет, а именно на специальность «Динамика и прочность машин». На это решение повлиял его старший брат Петр, который и сам заканчивал такую специальность, правда, в Ленинградском политехническом институте (ЛПИ).

Петр Григорьевич Голоскоков участвовал в Великой Отечественной войне, а после ее окончания поступил в ЛПИ. В том же институте он защитил кандидатскую, а затем и докторскую диссертации, потом многие годы работал профессором в Ленинградском институте инженеров водного транспорта. Два сына Петра Григорьевича пошли по его стопам – один стал кандидатом технических наук, а второй профессором – доктором физико–математических наук, известным специалистом в области математической физики.

Инженерно–физический факультет всегда отличался очень высоким уровнем преподавания, а на специальности «Динамика и прочность машин» был наиболее высокий уровень математической подготовки. Здесь в атмосфере научного творчества раскрывались в полной мере способности талантливой студенческой молодежи. Как вспоминал Евгений Григорьевич, на формирование его как ученого огромное влияние оказали лекции профессоров И. М. Бабакова и Н. И. Ахиезера. В период его учебы лекции и практические занятия вели также А. В. Дабагян, Л. И. Штейнвольф, И. М. Глазман, С. И. Богомолов и А. В. Бурлаков. Все перечисленные преподаватели активно занимались научно–исследовательской работой и впоследствии стали докторами наук и профессорами, составив основу инженерно–физического факультета, которым будет руководить Евгений Григорьевич. Здесь судьба свела Е. Г. Голоскокова с профессором А. П. Филипповым, в то время заведующим кафедрой «Динамика и прочность машин», членом–корреспондентом АН УССР. Именно Анатолий Петрович станет для него научным руководителем.

В феврале 1955 года Е. Г. Голоскоков с отличием окончил инженерно–физический факультет ХПИ по специальности

«Динамика и прочность машин», после чего был принят на работу ассистентом кафедры теоретической механики, которой в то время заведовал замечательный ученый и педагог профессор И. М. Бабаков.

Проработав некоторое время ассистентом, Евгений Григорьевич в ноябре 1955 года поступил в аспирантуру по специальности «Динамика и прочность машин, приборов и аппаратуры». Научным руководителем стал профессор А. П. Филиппов. Тема его диссертационной работы «Прохождение через резонанс линейных систем с одной и многими степенями свободы (стержни, пластины)» была тесно связана с насущными проблемами техники.

Долгое время теория механических колебаний развивалась в рамках общей механики и не имела самостоятельного прикладного значения. Пожалуй, всерьез проблемы динамики стали беспокоить инженеров только в начале XX столетия. На первых этапах развития прикладной теории механических колебаний исследования зачастую ограничивались определением спектра собственных частот [4]. Развитие техники привело к необходимости решения задач о вынужденных колебаниях, в том числе и нелинейных систем. Среди таких задач особое место занимают нестационарные колебания [5, с. 220–231].

С ростом скорости вращения энергетических машин – двигателей внутреннего сгорания, паровых и газовых турбин и одновременным снижением их веса, эксплуатационные обороты во многих случаях стали превышать резонансные или критические значения колебаний машин в целом или их отдельных деталей, таких как рабочие лопатки, диски, роторы, коленчатые валы и др. Стремление облегчить конструкцию привело развитие турбомашин к применению в них так называемых «гибких» роторов, для которых первые критические скорости оказываются ниже рабочих оборотов. В этом случае во время пуска (разгон) или остановки (выбег) машина проходит резонанс. Амплитуды колебаний при этом меньше, чем на установившемся резонансном режиме, так как они не успевают развиться, поэтому обычный расчет вынужденных резонансных колебаний даст завышенное значение амплитуд. В связи с этим актуальной задачей для таких систем стало изучение переходного процесса, т.е. нестационарных колебаний. Учет особенностей этих

колебаний в динамических расчетах способствует более обоснованному выбору запасов прочности и служит дополнительным резервом снижения веса конструкции.

Нестационарные колебания необходимо исследовать также в задачах о прохождении через резонанс центрифуг, насосов, различных гироскопических систем, при исследовании систем регулирования, изучении колебаний в системах с переменными параметрами. Нестационарные колебательные процессы возникают также при аэродинамических воздействиях среды, движущейся с переменной скоростью, при действии ударных, пульсирующих или подвижных нагрузок, например, в задачах, связанных с колебаниями мостов и подъемных кранов. Нестационарные процессы имеют большое значение и для решения практических задач электротехники, радиотехники и акустики.

Дифференциальные уравнения, описывающие переходные процессы, принципиальных отличий от уравнений установившихся движений не имеют. Однако сами решения этих уравнений в корне отличаются от расчета вынужденных установившихся колебаний и требуют большого объема вычислений. В связи с этим до появления вычислительной техники разрабатывались различные приемы решения данных уравнений. Наибольший практический интерес среди всех переходных процессов представляет прохождение через резонанс, которое зачастую определяет работоспособность конструкции. Первыми исследованиями, посвященными переходу через резонанс линейной системы с одной степенью свободы, были работы начала 1930–х годов – Ф. М. Льюиса [6] и Т. Пёшля [7]. В них частота возмущающей силы принималась изменяющейся по линейному закону. Наряду с прямым интегрированием, для получения решения уже тогда применялись сходящиеся или асимптотические ряды [6].

Именно прохождение через резонанс и выделил Евгений Григорьевич из всего спектра проблем нестационарных колебаний в своей кандидатской диссертации, защита которой состоялась в 1958 году в Ученом совете ХПИ.

В противовес прямому интегрированию и разложению решения в ряды, Е. Г. Голоскоков предложил замену обобщенных координат комплексными переменными, сведя задачу к вычислению интегралов вероятностей от комплексного аргумента. Для

них существуют таблицы [8], применение которых для вычисления интегралов от быстро колеблющихся функций значительно сокращает трудоемкость вычислений по сравнению с численным интегрированием или пользованием рядами. В результате получается зависимость амплитуды колебаний, происходящих с переменной частотой, от времени, т.е. огибающая кривая колебательного процесса. Это обеспечивает эффективность метода решения данной задачи и для систем большой размерности. Именно этот прием позволил Е. Г. Голоскокову разработать эффективную методику определения максимальной амплитуды колебаний в задаче о прохождении через резонанс линейной системы с одной степенью свободы под действием возмущающей силы, линейно изменяющейся по частоте [1, с. 161]. Решения, выраженные через интеграл вероятностей от комплексного аргумента, позволяют рассматривать прохождение через резонанс и для высших собственных частот.

Амплитуда резонансных колебаний сильно зависит от демпфирования и решения, полученные без учета трения, особенно при медленном проходе через резонанс, очень плохо согласуются с экспериментальными данными. Однако учет сопротивления даже в виде вязкого трения приводит к серьезным вычислительным трудностям. В работе [9] А. М. Кац вывел приближенную формулу, определяющую значение частоты при которой достигается максимум амплитуды нестационарных колебаний при переходе через резонанс с учетом вязкого трения. Однако во многих случаях трение в механической системе не отвечает вязкой модели, а описывается петлей гистерезиса. В кандидатской работе Евгения Григорьевича приведен способ решения дифференциального уравнения при учете сопротивления по гипотезе Е. С. Сорокина [10] и при действии произвольной внешней силы. Предлагаемый подход значительно проще, чем способ, применяемый самим Сорокиным, и облегчает использование его гипотезы в случае любых линейных систем.

В своей работе Е. Г. Голоскоков теоретически исследовал наиболее простую модель турбинной лопатки в виде стержня постоянного сечения и пластины с сосредоточенным грузом [1, с. 84–100]. Поведение этих систем аналогично поведению систем с одной степенью свободы, если выполняется предположение о слабом влиянии нерезонирующих форм колебаний. Используя соответствующую замену, он исследовал влияние упругости заделки, инерции вращения, центробежных силы инерции и др. Кроме линейного возрастания частоты возмущения, рассматривалось также и уменьшение ее. Получены также решения для случая пропорциональности внешней силы квадрату частоты, что соответствует возбуждению силами инерции. Теоретические заключения подтверждаются соответствующими экспериментами. В результате Е. Г. Голоскоков создал основу для достаточно точного учета особенностей перехода через резонанс в машинах.

После блестящей защиты кандидатской диссертации Евгений Григорьевич в декабре 1958 года был принят на работу в качестве ассистента кафедры «Динамика и прочность машин». Именно на этой кафедре он прошел все ступени преподавательской карьеры – с ноября 1960 года по июль1961 года – старший преподаватель, затем до июля 1969 года – доцент.

Получив ученую степень кандидата технических наук, Евгений Григорьевич не остановился на достигнутом, продолжая активно работать над проблемами нестационарных колебаний и расширяя круг рассматриваемых проблем. Все работы он проводит совместно с А. П. Филипповым, который в 1967 году был избран действительным членом АН УССР. В 1965 году вышла в свет фундаментальная монография Анатолия Петровича «Колебания механических систем» [11], в которой главы, посвященные колебаниям вращающихся валов и нестационарным колебаниям, в частности проходу через резонанс, подготовлены Е. Г. Голоскоковым [11, предисловие автора, с. 4]. То же было и в

следующей монографии А. П. Филиппова «Колебания деформируемых систем» [12].

Объектами исследования становятся диски, прямоугольные плиты, гибкие роторы, соосные роторы и другие части турбомашин. Е. Г. Голоскоковым исследовались также вопросы нестационарных колебательных процессов, возникающих в авиационной технике, при аэродинамических нагрузках от движущейся с переменной скоростью среды, при действии ударных и импульсных нагрузок и при случайных возмущениях. Результаты исследований были опубликованы в монографии «Нестационарные колебания механических систем» [13] подготовленной совместно с А. П. Филипповым и изданной в Киеве в 1966 году. Так же называлась и тема докторской диссертации Евгения Григорьевича, научным консультантом которой был Анатолий Петрович [2]. Успешная защита ее состоялась в 1968 году в Ученом совете ХПИ. В 1971 году в Берлине на немецком языке была издана еще одна книга, посвященная нестационарным колебаниям [14].

В указанных работах Е. Г. Голоскоков охватил уже весь спектр проблем нестационарных колебаний. В частности, первые четыре главы его докторской диссертации посвящены изучению нестационарного перехода через резонанс линейных систем не только дискретных, но и континуальных. При этом особое внимание уделено исчерпывающему исследованию классической задачи о нестационарных колебаниях линейной системы с одной степенью свободы в предположении, что источник энергии обладает неограниченным запасом мощности, а частота возмущающей силы изменяется по заранее предписанному закону, в частности по линейному или экспоненциальному. На основе использования табулированного интеграла вероятностей от комплексного аргумента разработана сравнительно простая методика расчета амплитуд колебаний на любой стадии переходного процесса без использования информации о предыстории, т.е. без построения кривой предшествующего колебательного процесса и без ограничений на величину

скорости изменения частоты возмущения (при ее линейном законе изменения).

Полученное решение задачи для системы с одной степенью свободы, а также информация и выводы, следующие из этого решения, послужили основой для анализа нестационарных колебательных процессов в системах со многими степенями свободы, движение которых описывается линейными дифференциальными уравнениями с постоянными коэффициентами, поскольку они сводятся к сумме решений соответствующих дифференциальных уравнений второго порядка. Это обстоятельство позволило разработать единую методику решения задач о нестационарных колебаниях более сложных систем.

Еще больше внимания в работе уделено переходным процессам в нелинейных системах, изучение которых гораздо сложнее. Для исследования нестационарных процессов в них широко используются асимптотические методы, развитые трудами основоположников нелинейной механики Н. М. Крылова и Н. Н. Боголюбова [15, 16]. Уравнение, описывающее поведение нелинейной системы содержит малый параметр и строится таким образом, что при его равенстве нулю, становится линейным. Для получения его решения киевские ученые предложили метод осреднения или метод медленно меняющихся амплитуд. Ученик Н. М. Крылова и Н. Н. Боголюбова Ю. А. Митропольский рассматривает медленный проход через резонанс с помощью методов нелинейной механики [17]. В результате им дано дальнейшее развитие и применение метода усреднения для изучения нестационарных режимов в сложных нелинейных системах, а также дано математическое обоснование асимптотического метода. Применение этого метода позволяет, в частности, исследовать такие специфические явления, присущие только нелинейным системам, как автоколебания и субгармонические колебания. Однако даже для систем сравнительно небольшой размерности построение асимптотических решений уже затруднено. В связи с этим в работах Ю. А. Митропольского [17] и В. А. Гробова [18] применяется одночастотный метод, который позволяет построить асимптотические приближения для нелинейной системы со многими степенями

свободы на основе простой расчетной схемы, представляющей некоторую эквивалентную систему с одной степенью свободы.

В работах Е. Г. Голоскова метод асимптотических разложений по степеням малого параметра был с успехом применен для исследования нестационарных режимов.

Одной из важнейших задач прохода через резонанс является преодоление валом так называемых критических оборотов. Несмотря на ее важность, долгое время вопрос об изгибных колебаниях вращающихся при переменных оборотах валов и их напряженном состоянии долго оставался неизученным. Критической угловой скоростью называется угловая скорость вращения вала, при которой упругие восстанавливающие силы и моменты, возникающие при его прогибе, уравновешиваются силами инерции и их моментами при обращении вала вокруг линии подшипников. Теория вращения гибкого вала с одним диском при постоянном числе оборотов дает следующее представление о характере движения: вал выгибается в плоскости неуравновешенности и в таком изогнутом состоянии вращается вокруг линии опор. При этом вектор прогиба на скорости ниже критической направлен в ту же сторону, что и вектор дисбаланса, а на скорости выше критической – в противоположную сторону. При наличии трения вектор дисбаланса всегда составляет некоторый угол с вектором прогиба. На критической же скорости эти векторы образуют прямой угол. Это соответствует сдвигу фазы на $\pi/2$ *при резонансе обычной системы с одной степенью свободы.*

Первая попытка решения вопроса поперечных колебаний вращающегося вала с одним диском при переходе через критическую скорость была предпринята известным физиком П. Л. Капицей в 1939 году [19]. Но в этой работе автор, принимая угловое ускорение слишком малым, приходит к решению, которое, в сущности, отражает вынужденные установившиеся колебания. Ф. М. Диментберг [20, с. 47–65] рассматривает систему с одной степенью свободы, т.е. случай прохождения через критическую скорость вала с одним диском, а затем сравнивает его с валом, имеющим распределенную массу. Оказывается, что такой вал вблизи любой из критических скоростей ведет себя как вал с одной степенью свободы. В конце 1950–х годов появились работы В. А. Гробова [18] и О. Н. Романива [21], посвященные нестационарным

колебаниям валов турбин вблизи критических оборотов в условиях разгона и выбега.

Однако, несмотря на определенные успехи, совершенно не был освещен вопрос об изгибных колебаниях при переходе через критическую скорость вращения вала на упругих анизотропных опорах и вала, неравножесткого в двух плоскостях изгиба. В системе с упругими опорами разной жесткости в вертикальном и горизонтальном направлениях имеется уже две критические скорости, а прогибы вала на оси, вращающейся вместе с ним системы координат, содержат вторую гармонику колебаний. Напряжения в вале содержат медленно меняющуюся составляющую, которая неоднократно переходит через 0, достигая наибольшего значения в момент времени, несколько смещенный относительно момента достижения критической скорости вращения.

Профессором Голоскоковым установлено, что, в отличие от вращения круглого вала с критической скоростью, когда силы внешнего трения, независимо от их величины, ограничивают деформации вала, в задачах об устойчивости вала двоякой жесткости это наблюдается не всегда. Им также подробно изучено влияние упругих опор на критические скорости вала с одним диском при учете гироскопического эффекта, обусловленного податливостью опор, и показано, что при определенных условиях поведение системы является таким же, как и в хорошо изученном случае жестких опор, но с несимметрично расположенным диском [22].

Известный теоретический и практический интерес представляет задача о вращении ротора на нелинейных упругих опорах, впервые решенная для вала постоянного поперечного сечения в работе [23]. Решение этой задачи позволяет объяснить поведение ряда упругих систем, а также построить теорию и методы нелинейного демпфирования колебаний элементов машин с помощью применения упруго–нелинейных звеньев. В докторской диссертации Е. Г. Голоскокова задача о критических режимах обобщается на случай валов переменного поперечного сечения и решается методом последовательных приближений на базе интегральных

уравнений, предложенных в монографии И. А. Биргера [24, с. 122–129]. Метод позволяет учитывать гироскопический эффект распределенных и сосредоточенных масс и допускает реализацию алгоритма последовательных приближений на ЭЦВМ для вычисления не только первой, но и высших критических скоростей вращения. При этом метод не имеет ограничений на количество нелинейных упругих опор и имеет хорошую сходимость, что иллюстрируется примером [2, с. 382–385].

В 1960–е годы появились газотурбинные установки, у которых соосные роторы связаны между собой через опоры. При этом на каждый вал действуют возмущения, имеющие разные частоты, что приводит к возникновению режимов прямой и обратной прецессии. В таких системах происходит перекачка энергии от одного ротора к другому, вследствие чего могут возникнуть субгармонические (дробные) резонансы и автоколебательные режимы. Е. Г. Голоскоков рассмотрел одну из принципиальных схем соосных роторов и подтвердил своим исследованием возможность существования устойчивых автоколебательных режимов [2, с. 401–402]. Он также проанализировал влияние некоторых параметров на амплитуды автоколебаний.

Работами В. О. Кононенко положено начало новому разделу в исследовании нестационарных колебаний механических систем – систем с источниками энергии ограниченной мощности. В его монографии [25] излагаются основополагающие исследования, определяющие основные особенности поведения систем с ограниченным возбуждением в стационарном и нестационарном режимах. Автором были выяснены энергетические соотношения, вносимые учетом ограниченной мощности двигателя, и показан их геометрический смысл при стационарном режиме. При этом на базе метода усреднения рассмотрены параметрические колебания, автоколебания, резонанс n–го рода, одночастотные резонансные колебания в системе с n степенями свободы, взаимодействующей с источником энергии и другие задачи. Для изучения взаимодействия колебательных систем с источником энергии широко использовалось электромоделирование. Ряд теоретических результатов проверен экспериментально на лабораторной модели, представляющей собой вал с

двумя тяжелыми неуравновешенными дисками. Было установлено, что экспериментальные данные, как при стационарном режиме, так и при нестационарном, находятся в достаточно хорошем согласии с теоретическими результатами.

На основе работы В. О. Кононенко Евгений Григорьевич рассмотрел колебания системы с одной степенью свободы, взаимодействующей с источником энергии. В диссертации приводятся решения двух задач об изгибно–крутильных колебаниях автономной системы «двигатель – ротор» и колебаниях системы «двигатель – вал двоякой жесткости». Ввиду сложности дифференциальных уравнений движения рассматриваемых систем, решения получены при помощи электромоделирующей машины МПТ–9 [2, с. 452, 496].

Рис. 7.1. Защита докторской диссертации Е. Г. Голоскоковым в Ученом совете ХПИ.

Также была подробно рассмотрена задача, начало которой положено еще в середине XIX века – движение груза по балке, в том числе с переменной скоростью. Применение ЭВМ позволило, наконец, получить исчерпывающее решение.

И после защиты докторской диссертации, несмотря на большую загруженность в качестве декана инженерно–физического

факультета, Е. Г. Голоскоков продолжает активно работать в науке, в частности, руководить аспирантами. Первое время его научной тематикой оставались нестационарные колебания. Этим вопросам были посвящены и работы его аспирантов:

Рис. 7.2. На защите докторской диссертации Е. Г. Голоскокова. Выступает ректор института профессор М. Ф. Семко.

Д. К. Овчаровой – «Автоколебания и субгармонические колебания роторов» (1972);

В. В. Дмитренко – «Исследование нестационарного флаттера и колебаний трехслойных пластин». (1975);

В. И. Лавинского – «Колебания валов на масляной пленке в условиях действия скручивающих моментов и осевых сил» (1979);

Н. Е. Исикова – «Исследования нестационарных колебаний механических систем при случайном воздействии» (1981).

Результаты этих исследований отражены в очередной монографии Е. Г. Голоскокова и А. П. Филиппова «Нестационарные колебания деформируемых систем», изданной в Киеве в 1977 году [26].

После присуждения Евгению Григорьевичу ВАК СССР ученой степени доктора технических наук, он июле 1969 года стал профессором кафедры «Динамика и прочность машин». В 1970 году ему присвоено ученое звание профессора.

Напряженную научную работу Евгений Григорьевич совмещал с должностью декана инженерно–физического факультета ХПИ, на которую был избран в апреле 1961 года. Хотя за плечами был уже солидный жизненный путь, молодому декану едва исполнилось 33 года. Тем не менее, Евгений Григорьевич блестяще справился с трудной ролью, завоевав большой авторитет у сотрудников факультета, среди которых многие знали его еще студентом и молодым аспирантом. На посту декана он проработал 27 лет, и этот факт исключителен для высших учебных заведений.

По воспоминаниям современников, Е. Г. Голоскоков на посту декана был примером принципиального, бескомпромиссного, строгого руководителя, способного организовывать учебный процесс наилучшим образом. Как декан, Е. Г. Голоскоков демонстрировал все лучшие качества руководителя советского периода. Его веское мнение ценилось, а часто было решающим на многочисленных институтских совещаниях. Не секрет, что из-за внешней суровости и принципиального отношения к нерадивым студентам, Евгения Григорьевича побаивались многие поколения студентов инфиза. Узнававшие же его впоследствии как блестящего педагога–лектора на старших курсах, как профессионала – ученого, как чуткого администратора, помогавшего студентам и сотрудникам в трудные минуты, студенты и преподаватели факультета навсегда сохраняли о нем добрую память. Во многом успех работы декана Голоскокова был обязан творческому содружеству с его первым заместителем, профессором Н. Г. Киреевым. Именно благодаря помощи Николая Григорьевича в повседневной учебной работе, профессор Голоскоков мог уделять основное внимание самым важным вопросам развития факультетской науки и образования, продолжать работать как ученый-механик.

Особенно стоит подчеркнуть принципиальность Евгения Григорьевича в борьбе за интересы факультета. Как декан и заведующий кафедрой, постоянный член Ученого Совета университета, он всегда отстаивал особенный путь развития инженерно-физического факультета. А посягательств всегда хватало. Многими руководителями института в 60-70-х годах прошлого столетия делался вывод о том, что основной задачей вуза является подготовка инженеров-машиностроителей для производства, что настоящая теоретическая научная работа – это что-то второстепенное для политехнического института. На многих заседаниях профессор Голоскоков с честью отражал выпады о «белой кости», «голубой крови» ученых «интеллигентного» факультета, т.е. их кажущейся оторванности от практики, отстаивал интересы факультетской науки и образования, устроенных на совсем других принципах, чем во всем институте.

Именно за период работы деканом Е. Г. Голоскокова инженерно-физический факультет в лице его лучших представителей выработал основные парадигмы образования, остающиеся ценными и в наше время. Это могло произойти только благодаря тому, что во главе факультета стоял ученый, блестяще владевший математическим аппаратом, глубоко понимавший проблемы механики и практику инженерной работы. Именно в этот период стандартом научной работы, во многом отвечавшим мировой практике и опередившим многие подходы других коллективов института, да и страны в целом, стало органическое соединение строгой математической постановки задачи, ее глубокой проработки с целью создания математического метода для дальнейшего компьютерного моделирования с необходимостью его поверки результатами экспериментального исследования. Е. Г. Голоскоков как ученый воспринял и творчески развил подходы к исследованию, разработанные в трудах его учителя академика А. П. Филиппова, а как организатор науки на факультете сделал многое для их развития.

Дальнейшие научные работы, проводимые на кафедре «Системы и процессы управления», под руководством Е. Г. Голоскокова, связаны с исследованием динамики сложных

машин и конструкций. Теоретическая база для данных исследований создана фундаментальными трудами академика А. П. Филиппова и профессора Е. Г. Голоскокова. Они одними из первых использовали колоссальные возможности, предоставляемые для проведения динамических расчетов вычислительными машинами. К внедрению численных методов расчета колебаний на ЭВМ были привлечены ученики Евгения Григорьевича. Ими в этом направлении были получены важные практические результаты: разработаны математические модели упругих многомассовых систем, учитывающие взаимодействия металлоконструкции и приводных механизмов с системой управления, что успешно было использовано в прикладных задачах проектирования кранов различных типов. На этой основе решен ряд важных проблем динамики механизмов подъема или поворота, грейфирования и исследованы переходные режимы приводных механизмов. Созданные методики и программное обеспечение для ЭВМ использованы для расчетов долговечности крановых конструкций с учетом стохастичности процессов рабочего цикла, в исследовании колебаний передней стойки шасси космического корабля многоразового использования «Буран», в исследованиях роботов–манипуляторов, предназначенных для обслуживания складских автоматизированных комплексов и во многих других. По данному научному направлению опубликовано более пятидесяти научных работ и защищено несколько кандидатских диссертаций:

П. А. Коваленко – «Исследование и оптимизация нестационарных процессов в механизмах портальных кранов» (1980);

Ю. И. Зайцев – «Исследование навигационных колебаний и оптимальные режимы работы грузоподъемных машин с поступательным движением» (1981);

С. В. Кунцев – «Разработка математической модели и анализ колебания пакета круглых гибких пластин мембранных компрессорных установок» (1984);

В. П. Рубашка – «Разработка обобщенной математической модели и анализ динамики грузоподъемных машин мостового типа» (1985);

А. Л. Ключник – «Анализ динамического поведения и оптимизация стеллажных роботов» (1992);

С. Е. Гардер – «Анализ переходных процессов в геометрически измененных конструкциях на основе метода конечных элементов» (2002).

Второе направление научных исследований, развиваемое на кафедре под руководством профессора Е. Г. Голоскокова, связано с разработкой методов, алгоритмов идентификации и управления в сложных динамических системах. Объектами исследования были навигационные системы и системы управления в летательных аппаратах. В научных исследованиях кафедры особое место отводилось созданию системы управления спутников дистанционного зондирования Земли серии «Аркон». Сложность задачи определялась высокими требованиями к точности управления и высокой маневренностью спутника в процессе функционирования, составом командных приборов и исполнительных устройств системы управления. Результатами исследований, выполненных под руководством профессора Голоскокова, стали эффективные алгоритмы определения ориентации летательного аппарата (ЛА) по информации датчиков угловой скорости; методика и алгоритмы их калибровки; алгоритмы управления вращением ЛА с помощью избыточной системы гиродинов. По данному направлению исследований на кафедре под руководством Е. Г. Голоскокова подготовлены и защищены четыре кандидатские диссертации, опубликовано более 60 научных работ, получены два патента на изобретения, подготовлена монография.

В 90-е годы Евгений Григорьевич продолжал активную научную работу в области теоретического описания оптимизации управления в нелинейных системах. Им было предложено выполнять оптимизацию по минимуму обобщенной работы с ограничениями на фазовый вектор и вектор управления. Полученные теоретические результаты [28] были с успехом применены в разработках ученых кафедры.

Всего под руководством Е. Г. Голоскокова защитили кандидатские диссертации 14 человек.

В 1984 году Е. Г. Голоскоков в числе коллектива авторов цикла работ по обеспечению прочности энергетических машин и внедрение их в практику турбиностроения удостоен Государственной премии Украинской ССР в области науки и техники. В 1986 году Евгений Григорьевич награжден орденом «Знак Почета».

Е. Г. Голоскоков читал курсы лекций по различным специальным дисциплинам, но главным, конечно, для него был курс теории колебаний, читавшийся в большом объеме (три семестра и курсовая работа в четвертом) для специальности «Динамика и прочность машин». Для сравнения, студентам такой же специальности знаменитого МВТУ им. Баумана читался только односеместровый курс теории колебаний. Этот уникальный курс, заложенный И. М. Бабаковым, был глубоко развит трудами Евгения Григорьевича и сыграл огромную роль при подготовке многих поколений студентов–динамиков. Он также постоянно руководил курсовыми и дипломными работами студентов, многим из которых была предложена работа в ХПИ под руководством Евгения Григорьевича. На кафедре АУД им был разработан и читался базовый курс «Математические основы теории управления».

Следует отметить активную работу Евгения Григорьевича как члена двух специализированных советов по защите докторских диссертаций при ХПИ, в одном из них – по специальности динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры он исполнял обязанности председателя совета. Также долгое время профессор Голоскоков был членом специализированного совета при Институте Проблем машиностроения НАН Украины.

Е. Г. Голоскоков был членом редколлегии журналов: Вестник НТУ «ХПИ» и Республиканского межведомственного научно–технического сборника научных трудов «Динамика и прочность машин».

Работы Е. Г. Голоскокова и в настоящее время отличаются актуальностью. Развитию его исследований в области теории коле-

баний и управления летательными аппаратами посвящен ряд глав во второй части книги.

Результаты научной работы Е. Г. Голоскокова докладывались на многих всесоюзных и международных съездах, конференциях и совещаниях, они отражены почти в 200 трудах, в том числе в трех монографиях. Список трудов опубликован в биобиблиографическом указателе, выпущенном к 80–летию Евгения Григорьевича в 2008 году [27].

В 1972 году Евгений Григорьевич, работая деканом факультета, возглавил только созданную кафедру прикладной математики. В течение пяти лет основными кафедральными вопросами стали новые для него проблемы математической подготовки в институте. Созданный и подготовленный за эти годы Е. Г. Голоскоковым коллектив в 1977 году был дополнен преподавателями кафедры АУД, которые принесли с собой другой опыт, другие традиции, другую предметную область. Авторитет среди преподавателей факультета и университета заведующего кафедрой и декана профессора Голоскокова за короткий срок позволил так организовать работу, наладить отношения внутри коллектива, что он без особых изменений просуществовал почти четверть века. Для преподавателей других кафедр кафедра АУД надолго стала примером коллектива, в котором отсутствуют конфликты, который объединен общей системой ценностей.

Как заведующего кафедрой, Евгения Григорьевича отличали повышенная требовательность к себе и к сотрудникам, ответственность за порученное дело, порядочность, и, конечно, высочайшая квалификация и авторитет. Последние годы, из-за серьезных заболеваний, Е. Г. Голоскоков не мог уделять работе столько времени, как раньше. Но и при этом его квалифицированные советы молодым ученым и аспирантам, не только кафедры, но и всего Харькова, отличались глубоким пониманием проблемы. В тяжелых экономических условиях 90-х годов, благодаря своему авторитету он сумел получить необходимое бюджетное финанси-

рование научных тем, что при прекращении финансирования исследований со стороны «ХАРТРОНа» позволило сохранить основное научное направление кафедры.

До последнего дня работы заведующим кафедрой Е. Г. Голоскоков направлял ее работу, помогал молодым преподавателям, поддерживал в трудную минуту опытных ветеранов кафедры, вникал во все вопросы, в том числе и в подготовку студентов по новой специальности «Информатика», открытой в 2002 году на кафедре при его самом непосредственном участии.

Евгений Григорьевич закончил работу заведующего кафедрой в июне 2005 года, а через год окончательно вышел на пенсию. Тяжелая болезнь не оставляла его все это время, и 10 августа 2008 года он скончался.

Память об ученом живет прежде всего в результатах его научных работ, в их влиянии на развитие новых научных направлений. В этой главе мы постарались описать основные научные результаты выдающегося ученого-механика Е. Г. Голоскокова.

Воспоминания о Евгении Григорьевиче как Учителе и лидере факультета сохраняются во многих поколениях выпускников инфиза, многие десятилетия его служения факультету и кафедре, его замечательные организаторские качества и достижения ученого навсегда вошли в историю университета. Непрекращающуюся овацию устроили уже серьезно больному профессору Голоскокову его благодарные ученики - выпускники инфиза на праздновании 75-летия факультета в 2005 году.

Авторам хочется закончить эту главу огромной благодарностью нашему учителю Евгению Григорьевичу Голоскокову за его многолетний труд на благо факультета и кафедры, за его помощь и ценные советы в учебных, научных и организационных вопросах, полученные за годы совместной работы.

Список литературы:

1. Голоскоков Е. Г. Прохождение через резонанс линейных систем с одной и многими степенями свободы (стержни, пластины): дис. … канд. техн. наук / Евгений Григорьевич Голоскоков. – Харьков. – 1958. – 202 с.
2. Голоскоков Е. Г. Нестационарные колебания механических систем: дис. … докт. техн. наук / Евгений Григорьевич Голоскоков. – Харьков. – 1968. – 564 с.
3. Архив НТУ «ХПИ» Личное дело Е. Г. Голоскокова. Дело №47168
4. Ларин А. А. Становление теории колебаний механических систем: исторический обзор / А. А. Ларин // Дослідження з історії техніки. – 2006. – Вип. 8. – С. 41–50
5. Ларин А. А. Очерки истории развития теории механических колебаний / А. А. Ларин. – Севастополь: Вебер, 2013. – 403 с.
6. Lewis F. M. Vibration During Acceleration Through a Critical Speed. / F. M. Lewis // Transaction of the ASME. - 1932, 54, 23. – P. 253–263
7. Pöschl T. Das Anlaufen eines einfachen Schwinger. / T. Pöschl // Ing. Arch. – 1933. – 4. – P. 98–102
8. Фаддеева В. Н. Таблицы значений интеграла вероятностей от комплексного аргумента. / В. Н. Фаддеева, Н. М. Терентьев. – М.: ГИТТЛ. – 1954. – 268 с.
9. Кац А. М. Вынужденные колебания при прохождении через резонанс / А. М. Кац // Инж. сб. – 1947. – Т. III, вып. 2. – М.: Изд-во АН СССР. – С. 100–125
10. Сорокин Е. С. Динамический расчет несущих конструкций зданий / Е. С. Сорокин М.: Госстройиздат, 1956. – 340 с.
11. Филиппов А. П. Колебания механических систем / А. П. Филиппов. – К.: Наукова думка. – 1965. – 716 с.
12. Филиппов А. П. Колебания деформируемых систем. / А. П. Филиппов. – М.: Машиностроение. – 1970. – 736 с.
13. Голоскоков Е. Г. / Нестационарные колебания механических систем / Е. Г. Голоскоков, А. П. Филиппов. – К.: Наук. думка. – 1966. – 334 с.
14. Goloskokov E G. , Filippov A. P. EInstationäre Schwingungen mechanischer Systeme – Academie –Verlag, Berlin. – 1971.
15. Крылов Н. М. Введение в нелинейную механику / Н. М. Крылов, Н. Н. Боголюбов. – К.: Изд-во АН УССР. – 1937. – 321 с.
16. Ларин А. А. Асимптотические методы в нелинейной динамике и история их развития в Украине с 1930-го года / А. А. Ларин, К. В. Аврамов // Механіка та машинобудування. – 2006. – Вип. 1. – С. 297–304

17. Митропольский Ю. А. Нестационарные процессы в нелинейных колебательных системах / Ю. А. Митропольский. – К.: Изд-во АН УССР. – 1955. – 284 с.

18. Гробов В. А. Асимптотические методы расчета изгибных колебаний валов турбомашин / В. А. Гробов. – М.: Изд-во АН СССР. – 1961. – 166 с.

19. Капица П. Л. Устойчивость и переход через критические обороты быстро вращающихся роторов при наличии трения / П. Л. Капица // Журнал технической физики. – 1939. – Т. IX, вып. 2. – С. 125 – 147.

20. Диментберг Ф. М. Изгибные колебания вращающихся валов. / Ф. М. Диментберг. – М.–Л.: Изд-во АН СССР, 1959. – 248 с.

21. Романив О. Н. Поперечные колебания вала двоякой жесткости / О. Н. Романив. – Львов: Изд-во ЛПИ, 1957. – 83 с.

22. Николаи Е. Л. Теория гироскопов. / Е. Л. Николаи. – М.: Гостехиздат. – 1948 – 171 с.

23. Григорьев Н. В. Нелинейные колебания машин и сооружений / Н. В. Григорьев. – М.–Л.: МАШГИЗ, 1961. –256 с.

24. Биргер И. А. Некоторые математические методы решения инженерных задач / И. А. Биргер. – М.: Оборонгиз, 1956. – 151 с.

25. Кононенко В. О. Колебательные системы с ограниченным возбуждением / В. О. Кононенко. – М.: Наука, 1964. – 254 с.

26. Голоскоков Е. Г. / Нестационарные колебания деформируемых систем / Е. Г. Голоскоков, А. П. Филиппов. – К.: Наук. думка. – 1977. – 336 с.

27. Евгений Григорьевич Голоскоков (к 80–летию со дня рождения) Биобиблиографический указатель / Сост. А. А. Ларин, С. А. Горелова – Харьков: НТУ «ХПИ», 2008. – 44 с.

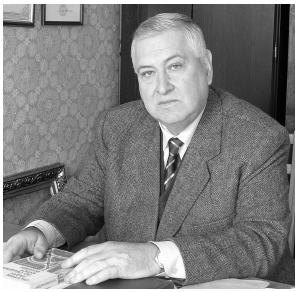
28. Голоскоков Е. Г. Оптимизация управления в нелинейной системе по минимуму обобщенной работы при ограничениях на фазовый вектор и вектор управления// Вестник ХГПУ, вып. 53, 1999. – С. 98-101.

ГЛАВА 8

НАШИ ВЫПУСКНИКИ

Славу любому учебному заведению приносят, в первую очередь, его выпускники. Впитав в alma mater основные идеи и подходы системы знаний своей науки, правила построения своей профессиональной судьбы, они, в случае удачного построения образования, долгие годы являются лучшей рекламой специальности.

Кафедра автоматического управления движением (теперь - систем и процессов управления) за пятьдесят лет подготовила сотни специалистов. Все они, прошедшие серьезные экзамены в школе кафедры, состоялись как профессионалы. Полученное образование позволило многим из них сформулировать новые направления своей деятельности и достичь в них весомых успехов. Предлагаем вашему вниманию краткие биографии выпускников специальности «Динамика полета и управление», жизненный и творческий путь которых в научной и профессиональной сфере составил славу кафедры.



Александров Евгений Евгеньевич

Профессор кафедры информационных технологий и систем колесных и гусеничных машин им. А. А. Морозова НТУ «ХПИ».

Доктор технических наук по специальности 05.13.07 – «Автоматизация процессов управления» (1987), профессор по кафедре колесных и гусеничных машин (1989).

Лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники (2000). Заслуженный деятель науки и техники Украины (1998). Действительный член (академик) Академии наук высшего образования Украины АНВО (1994). Стипендиат Государственной стипендии для выдающихся ученых Украины (2008). Кавалер ордена Святого Равноапостольного князя Владимира V степени Украинской православной церкви Киевского Патриархата (2005).

Государственные награды: Почетная Грамота Верховного Совета Украины (2005), медаль «За научные достижения» Министерства образования и науки Украины (2005).

Академические награды: награда Ярослава Мудрого АНВО (1994), награда Святого Владимира АНВО (2005), медаль «За заслуги в научно-педагогической деятельности» АНВО (2010), Юбилейная медаль «ХХ лет АНВО Украины» (2012).

Иностранные награды: золотая медаль «American Medal of Honor» Американского Биографического Института (2003), золотая медаль «The World Medal of Freedom» Американского Биографического Института (2006).

Региональные награды: золотая медаль Благотворительного фонда поддержки авторов интеллектуальной собственности им. Н. А. Куцина (1998), лауреат конкурса «Высшая школа Харьков-

щины» в номинации «Ученый» (2003), золотая юбилейная медаль «100 лет со дня рождения М. Ф. Семко» (2006), лауреат конкурса «Высшая школа Харьковщины» в номинации «Заведующий кафедрой» (2007).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1969).

Аспирант без отрыва от производства (1969-1973), инженер, старший инженер КБ «Электроприборостроения» (1969-1975). Ассистент, доцент, профессор, заведующий кафедрой колесных и гусеничных машин НТУ «ХПИ» (с 1975 до настоящего времени).

Кандидат технических наук по специальности 05.13.01 – «управление в технических системах» (1974), научный руководитель – д-р техн. наук, проф. А. В. Дабагян.

Автор более 500 научных статей, 11 монографий, 16 учебников и учебных пособий, 61 авторских свидетельств СССР и патентов Украины.

Читаемые курсы: «теория автоматического управления», «системы автоматизированного проектирования», «основы системного анализа», «автоматика и микропроцессорная техника».

Научные интересы: автоматические системы транспортных машин, вооружение и военная техника, оптимизация технических систем, математическое и имитационное моделирование.

Основные научные результаты профессора Е. Е. Александрова состоят в разработке теории автоматизированного проектирования динамических систем с помощью функций Ляпунова; в разработке методики синтеза систем автоматического управления бесступенчатых трансмиссий и механизмов поворота гусеничных машин специального назначения; в разработке методики имитационного моделирования случайных внешних возмущений, действующих на системы и агрегаты колесных и гусеничных машин специального назначения.

Александрова
Ирина Евгеньевна

Профессор кафедры социологии и управления Московского государственного автомобильно-дорожного технического университета (МАДИ).

Доктор технических наук по специальности 07.00.07 – «история науки и техники», (2006), профессор по кафедре истории науки и техники, (2008).

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ, (1995).

Аспирант (1995-1997); ассистент, доцент, докторант, профессор НТУ «ХПИ» (1998–2008); профессор МАДИ (г. Москва, Российская Федерация) (с 2009 до настоящего времени).

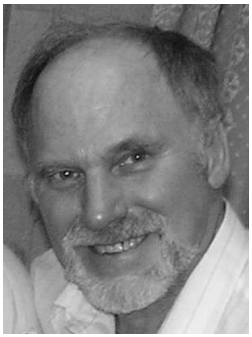
Кандидат технических наук по специальности 05.13.03 – «системы и процессы управления», (1997), научный руководитель (канд. дисс.) – д-р техн. наук, проф. Л. Г. Раскин. Научный консультант (докт. дисс.) – д-р истор. наук, проф. Л. М. Бесов.

Автор более 100 научных статей, 4 монографий, 4 учебников и учебных пособий, 2 патентов Украины.

Читаемые курсы: «менеджмент», «имитационное моделирование», «принятие управленческих решений», «исследование систем управления».

Научные интересы: история науки и техники, экономическая кибернетика.

Основные научные результаты профессора И. Е. Александровой состоят в разработке математических моделей и методики параметрического синтеза дискретно-континуальных динамических систем; в исследовании истории развития танкостроения Украины в контексте мирового научно-технического прогресса.



Андреев
Юрий Михайлович

Профессор кафедры систем и процессов управления. Доктор технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (2009). Профессор по кафедре систем и процессов управления (2014). Академик Академии наук Высшей школы Украины по отделению механики и машиностроения (2013).

Награжден Дипломом 1 степени Международного конкурса «Ученый как личность» (Организатор - НАН Украины).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1975).

Инженер в Конструкторском бюро «Электроприборостроения» (ныне «ХАРТРОН») (1975-1978).

С 1978 года в ХПИ, на кафедре теоретической механики аспирант (1979-1982), ассистент (1982-1985), доцент (1985-2010), докторант (2004-2007). Профессор кафедры систем и процессов управления (с 2010).

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (1983), научный руководитель профессор Л. И. Штейнфольф. Научный консультант по докторской диссертации профессор О. К. Морачковский.

Доцент по кафедре теоретической механики (1989).

Автор 84 научных статей и материалов докладов, 11 учебных пособий.

Читаемые курсы: «теоретическая и аналитическая механика», «динамика твердого тела», «механика полета», «теория колебаний», «основы Интернет-технологий».

Научные интересы: аналитическая механика, использование компьютерной алгебры в задачах механики, IT – технологии в задачах механики.

Основные научные результаты профессора Ю. М. Андреева получены в области компьютерного моделирования задач динамики и кинематики элементов машиностроительных конструкций.

Васильев Алексей Александрович

Директор по общим вопросам ПАО «ХАРТРОН».

Почетный работник ракетно-космической отрасли. Награжден грамотами Харьковского облисполкома, городского совета, райгосадминистрации.

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1977).

Инженер КБ «Электроприборостроения» (1977–1979), работа в комитете комсомола НПО «Электроприбор» (1979-1984), начальник бюро (1984–1985), работа в профкоме (1985–1989), начальник отдела КБЭ (1989–1997), заместитель директора по социальным вопросам (1997–1998), директор по социальным вопросам ОАО «ХАРТРОН» (1998–2001), директор по общим вопросам ПАО «ХАРТРОН» (с 2001).

Автор двух научных статей.

Волченко Юрий Иванович

Заместитель Генерального конструктора Государственного предприятия «Харьковское конструкторское бюро по машиностроению им. А. А. Морозова».

Кандидат технических наук по специальности «вооружение и военная техника» (1999).

Лауреат государственной премии Украины в области науки и техники (2009).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1974).

Офицер-специалист по квалификации «Организация эксплуатации и ремонта техники». Военная академия БТВ г. Москва (1987), инженер кафедры АУД ХПИ (1974-1977), служба в армии (1977-1999). Закончил начальником военного представительства МОУ. Полковник.

С 1999 г. и по настоящее время — заместитель генерального конструктора «ГП ХКБМ им. А. А. Морозова»

Кандидат технических наук по специальности «вооружение и военная техника» (1999), научный руководитель доктор технических наук Е. Е. Александров.

Научные интересы: системы управления вооружением бронетанковой техники.

Галкин
Евгений Викторович

Директор по ресурсам и связям ООО «ВЕСТРОН».

Лауреат премии Ленинского комсомола в области науки и техники (1981).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1973).

Инженер (1973–1976), старший инженер (1976–1986), ведущий инженер (1986–1992) КБ «Электроприборостроения», начальник бюро (1992–1994), ведущий научный сотрудник (1994-1996) АО «ХАРТРОН», директор по ресурсам и связям (1996-2010), начальник отдела (2010–2013), ведущий специалист (с 2013) ООО «Вестрон».

Основные научные результаты Е. В. Галкина состоят в разработке цикла работ в обеспечение создания оснащения специального изделия.

Гамаюн Игорь Петрович

Декан факультета информатики и управления Национального технического университета «Харьковский политехнический институт» (НТУ «ХПИ»).

Доктор технических наук по специальности 05.13.06 – информационные технологии (2005). Профессор по кафедре автоматизированных систем управления (2008).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1973).

Аспирант без отрыва от производства (1974–1978), инженер (1973-1975), младший научный сотрудник кафедры (1975-1977) автоматического управления движением (АУД), ассистент кафедры автоматизированных систем управления (АСУ) (1977-1978).

Служба в Вооруженных Силах СССР (1978-1980).

Старший преподаватель (1981-187), доцент (1987-2000, 2003-2006), профессор (2006) кафедры АСУ. Декан факультета информатики и управления НТУ «ХПИ» (2006).

Кандидат технических наук по специальности 05.13.06 – автоматизированные системы переработки информации и управления (1983), научный руководитель кандидатской диссертацией д.т.н., проф. А. В. Дабагян. Научный консультант докторской диссертации д.т.н., проф. М. Д. Годлевский. Подготовил одного кандидата наук.

Автор 95 научных работ, одной монографии, двух учебных пособий с грифом Министерства образования и науки Украины.

Читаемые курсы: «моделирование сложных систем», «имитационное моделирование».

Научные интересы: многокритериальная структурная оптимизация технико-экономических систем, кластерный анализ.

Основными научными результатами в указанных направлениях являются математические модели, методы, информационные технологии, системы поддержки принятия решений.

Годлевский
Михаил Дмитриевич

Заведующий кафедрой «Автоматизированные системы управления».

Доктор технических наук по специальности «Автоматизация процессов управления» и «Математическое моделирование и вычислительные методы» (1994.). Профессор по кафедре автоматизированных систем управления (2000).

Действительный член (академик) Академии Наук Высшей школы по направлению «Информатика и прикладная математика».

Член научно-методической комиссии Министерства образования и науки Украины по направлению «Компьютерные науки». Член экспертного совета по компьютерным наукам и технологиям государственной аккредитационной комиссии. Ответственный редактор сборника научных трудов «Вестник НТУ «ХПИ», тематический выпуск «Системный анализ, управление и информационные технологии». Член редакционных коллегий ряда технических сборников и журналов Украины. Победитель областного конкурса «Высшая школа Харьковщины – лучшие имена» в номинации «Заведующий кафедрой» (2006). Стипендиат Харьковской областной государственной администрации стипендии имени В. В. Свиридова в области информатики и компьютерных наук для выдающихся ученых (2009).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управления», инженерно-физический факультет ХПИ (1973).

Инженер (1973-1975), младший научный сотрудник (1975-1977), ассистент (1977-1980), старший преподаватель (1980-1983), доцент (1983-1990), заведующий кафедры АУД-АСУ (1990 г.– по настоящее время).

Кандидат технических наук по специальности автоматизированные системы управления (1979), научный руководитель (канд. дисс.) – д.т.н., проф. А. В. Дабагян. Научный консультант

(докт. дисс.) – д.т.н., проф. В. Л. Волкович. Научный консультант 2-х защищенных докторских диссертаций, научный руководитель 14-ти защищенных кандидатских диссертаций.

Автор 150 научных статей, 2 монографий, 2 учебных пособий.

Читаемые курсы: «теория принятия решений», «системы и методы принятия решений».

Научные интересы: управление развитием больших распределенных технико-экономических и социально-экономических систем, теория принятия решений, управление качеством процесса разработки программного обеспечения.

Основные научные результаты профессора М. Д. Годлевского состоят в разработке моделей и алгоритмов системной оптимизации сложных объектов, моделей и алгоритмов управления развитием высшего образования Украины на уровне отрасли и отдельных ВУЗов.

Заруба
Виктор Яковлевич

Декан факультета экономической информатики и менеджмента.

Доктор экономических наук по специальности «Экономико-математические методы» (1994). Профессор по кафедре экономической кибернетики и маркетингового менеджмента (2001).

Награжден Знаками Министерства образования и науки «Отличник образования Украины», «Петро Могила».

Член Президиума Украинской ассоциации экономической кибернетики, член Совета Украинской ассоциации маркетинга. Член редколлегий журналов «Економічна кібернетика», «Маркетинг в Україні», «Маркетинг и менеджмент инноваций», «Проблемы экономики», «Бизнес-Информ», «Маркетинг и реклама» и других.

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1974).

Аспирант (1974-1977), ассистент кафедры АУД-АСУ (1978-1983), ст. преподаватель, доцент кафедры технической кибернетики (системного анализа и управления) (1984-1994), заведующий кафедрой экономической кибернетики и маркетингового менеджмента (1997-2006), декан факультета управления бизнесом (2006-2009), декан факультета экономической информатики и менеджмента (с 2009).

Кандидат технических наук по специальности «Автоматизированные системы обработки информации и управления» (1981), научный руководитель - д.т.н, проф. А. В. Дабагян.

Автор 105 научных статей, 9 монографий, 2 учебников, 3 учебных пособий.

Читаемые курсы: «современные проблемы экономической кибернетики», «маркетинговый менеджмент».

Научные интересы: методология моделирования деятельности социально-экономических систем, проектирование процедур принятия решений в условиях неполной информированности, математическое моделирование процессов функционирования организационных систем, математическое моделирование группового социально-экономического поведения.

Основные научные результаты профессора В. Я. Зарубы состоят в создании теории аналитического проектирования процедур распределения ресурсов в двухуровневых системах с несимметричной информированностью. Исходя из принципов праксиологии, разработан системно-ресурсный подход к моделированию менеджмента социально-экономических систем. На его основе создан и внедрен ряд нормативных моделей управления функциональными и общими потенциалами предприятий. Предложены модели группового поведения налогоплательщиков, учитывающие эффекты инерционности и конформизма. Статистическая идентификация параметров этих моделей позволяет получать прогнозы объемов теневой деятельности исследуемых объектов.

Иванов
Владимир Иванович

Начальник сектора НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Награжден медалью «50 лет первому полету человека в космос» (2011).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1975).

Инженер (1975–1978), старший инженер (1978–1988), ведущий инженер (1988–1991) КБ «Электроприборостроения», начальник группы (1991–2013), и.о. начальника сектора (2013-2014), начальник сектора НПП ХАРТРОН-АРКОС (с 2014).

Автор 5 научных статей, 3 учебников, 1 патента Украины, научно-технических и технических отчетов.

Научные интересы: космическая навигация и наведение.

Основные научные результаты получены в области разработки баллистико-навигационного обеспечения систем управления космических аппаратов, разработки методов высокоточной навигации околоземных и межпланетных полетов. Участвовал в разработке системы автономной навигации для транспортных кораблей снабжения орбитальной станции «Салют». Внес вклад в создание автоматизированной системы генерации контрольных примеров для тестирования программно-алгоритмического обеспечения систем управления заказов космического направления.

Калногуз Анатолий Николаевич

Главный конструктор НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Лауреат Премии Кабинета Министров Российской Федерации (2009), Премии имени академика В. Н. Челомея (2002).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1968).

Техник 2-й категории (1966–1968), инженер 1-й категории (1968–1970), старший инженер 2-й категории (1970–1971), старший инженер 1-й категории (1971–1976), старший научный сотрудник (1976–1980), начальник сектора (1980–1982) КБ «Электроприборостроения», начальник отдела НПО «ХАРТРОН» (1982-1995), начальник отделения АО «ХАРТРОН» (1995), заместитель директора ЗАО НПП ХАРТРОН-АРКОС (1995–1998), Директор по системному проектированию (1998–2004), первый заместитель Генерального директора (2004–2013), Главный конструктор (с 2013) НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Кандидат технических наук по специальности «Автоматическое управление» (1974), научный руководитель - к.т.н. Н. С. Исаков.

Автор более 100 научных трудов, 12 авторских свидетельств СССР.

Научные интересы: теория автоматического управления.

Основные научные результаты А. Н. Калногуза получены в области совершенствования методов разработки систем управления межконтинентальных баллистических ракет и ракет-носителей космического назначения, разработке перспективных бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Внес большой вклад в разработку системы управления крылатой ракеты «Метеорит», в разработку системы начальной выставки гиростабилизированной платформы крылатых ракет авиационного, морского и наземного базирования, а также ракеты-носителя «Энергия».

Киреев
Геннадий Владимирович

Начальник отдела ПАО «ХАРТРОН», кандидат технических наук.

Благодарность Министерства общего машиностроения СССР за участие в разработке системы управления ракеты-носителя «Энергия».

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1973).

Инженер (1973–1976), старший инженер (1976–1985), старший научный сотрудник (1985–1989) КБ «Электроприборостроения», начальник сектора НПО «Электроприбор» (1989-2000), ведущий научный сотрудник ОАО ХАРТРОН (2000), начальник сектора ООО «ИНЭК» (2000–2009), заместитель начальника отдела ОАО ХАРТРОН (2009–2012), начальник отдела ПАО «ХАРТРОН» (с 2012).

Кандидат технических наук по специальности «Вооружение и военная техника» (1985), научный руководитель - д.т.н. В. Н. Романенко.

Автор 17 научных статей, 2 авторских свидетельств СССР, десятков научно-технических отчетов.

Научные интересы: системы управления летательными аппаратами.

Основные научные результаты Г. В. Киреева состоят в разработке комбинированного способа разведения разделяющихся головных частей ракет стратегического назначения.

Кузнецов

Юрий Алексеевич

Начальник сектора НПП ХАРТРОН-АРКОС, по совместительству доцент кафедры систем и процессов управления НТУ «ХПИ», кафедры систем управления летательных аппаратов НАУ им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Заведующий филиалом кафедры программной инженерии ХНУРЭ в НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Награжден медалью «Изобретатель СССР», знаком имени М. К. Янгеля Государственного космического агентства Украины, Почетной грамотой Верховного Совета Украины, Благодарностью Председателя Харьковского городского Совета.

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1973).

Старший техник (1972–1973), инженер (1973–1975), старший инженер (1975–1988), ведущий инженер (1988–1990) старший научный сотрудник (1990–1991), начальник группы (1991–1992) КБ «Электроприборостроения», начальник сектора (с 1992) НПО «ХАРТРОН» (ныне НПП ХАРТРОН-АРКОС).

Кандидат технических наук по специальности «Системы специального назначения обработки информации и управления» (1990), научный руководитель – д.т.н., профессор В. Г. Сухоребрый. Доцент по кафедре автоматизированных систем управления НТУ «ХПИ» (2005).

Автор 71 научных статьи, 3 учебников, 4 учебных пособий, 40 авторских свидетельств СССР и 4 патентов Украины, свыше 120 научно-технических и технических отчетов.

Читаемые курсы: «современная теория управления», «научные основы технологии разработки систем управления», «моделирование систем», «космическая навигация», «проектирование систем ориентации и стабилизации летательных аппаратов».

Научные интересы: разработка способов ориентации космических аппаратов, совершенствование способов обработки информации в бесплатформенных инерциальных системах ориен-

тации, управление угловыми маневрами упругих крупногабаритных орбитальных комплексов.

Основные научные результаты Ю. А. Кузнецова получены в области разработки программно-математического обеспечения и испытания систем управления транспортных модулей долговременных орбитальных станций “Салют”, “Мир”, блока «Заря» международной космической станции “Альфа”, а также ряда космических аппаратов дистанционного зондирования Земли; разработки алгоритмического обеспечения высокоточных бесплатформенных астроинерциальных систем для перспективных объектов ракетно-космической техники. Внес существенный вклад в повышение экономичности режимов ориентации и стабилизации орбитальных комплексов.

Кузьмин

Александр Игоревич

Ведущий научный сотрудник НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1977).

Инженер на практике (1976–1977), инженер (1977), старший инженер (1977–1987), старший научный сотрудник (1987–1991), начальник сектора (1991–1992) КБ «Электроприборостроения», старший научный сотрудник (1992–1997) АО «ХАРТРОН», ведущий научный сотрудник (с 1997) НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Кандидат технических наук по специальности «Вооружение и военная техника» (1986), научный руководитель - д.т.н. В. Н. Романенко.

Автор 17 статей в журналах СССР и Украины и более 50 научно-технических отчетов.

Научные интересы: системы стабилизации ракет-носителей и космических аппаратов.

Основные научные результаты А. И. Кузьмина состоят в совершенствовании методов управления ракетами и ракетами-носителями различного назначения. Внес вклад в разработку системы управления ракеты-носителя «Энергия» многоразовой транспортной космической системы «Энергия-Буран».

Куценко Александр Сергеевич

Заведующий кафедры «Системный анализ и управление» НТУ «ХПИ».

Доктор технических наук по специальности «Теоретическая теплотехника» (1996). Профессор по кафедре «Системный анализ и управление» (2001).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1970).

Аспирант кафедры «Автоматическое управление движением» (1970-1973), старший научный сотрудник, ученый секретарь, заведующий лабораторией Института проблем машиностроения НАН Украины (1974-1997), заведующий кафедрой системного анализа и управления (с 1997 г.).

Кандидат технических наук по специальности «Автоматическое управление и регулирование» (1974), научный руководитель д.т.н., проф. А. В. Дабагян.

Автор 125 научных статей, 2 монографий, 3 учебных пособий, 10 патентов СССР, 3 патентов Украины.

Читаемые курсы: «математические методы оптимального управления», «современные методы теории оптимального управления».

Научные интересы: математическое и компьютерное моделирование сложных теплоэнергетических процессов, синтез систем автоматического управления процессами теплоснабжения.

Основные научные результаты профессора А. С. Куценко получены в области математического и компьютерного моделирования рабочих процессов в энергетических установках, а также в области синтеза систем автоматического управления по количественным показателям устойчивости управляемых процессов.

Лесничий Игорь Владимирович

Директор по экономике и финансам НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1987).

Инженер КБ «Электроприборостроения» (1987-1991), директор фирмы «ФИЛЛ-ин-Проф» (1991-1995), президент, заместитель президента по экономике и финансам ЗАО «Харьковгорстрой» (1995-2009), директор по экономике и финансам ЗАО «Харьковгорстрой» (2009-2013), директор по экономике и финансам НПП ХАРТРОН-АРКОС (с 2013).

Макаренко Александр Яковлевич

Начальник сектора НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Заслуженный изобретатель Украины, Почетный Донор СССР.

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление»,

инженерно-физический факультет ХПИ (1968).

Техник 1-й категории (1966–1968), инженер 1-й категории (1968–1970), старший инженер 2-й категории (1970–1971), старший инженер 1-й категории (1971–1978), начальник группы (1978–1984), начальник сектора (1984–2000) КБ «Электроприборостроения» затем НПП ХАРТРОН-АРКОС, старший научный сотрудник (2000–2006), начальник бюро (с 2006) НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Автор 120 изобретений СССР, 3-х патентов Украины и более 100 научно-технических отчетов.

Научные интересы: автоматизация процессов математического моделирования систем управления и процессов наземной отработки алгоритмов управления и аппаратуры, автоматическое обнаружение неисправностей и их устранение заменой на резервные приборы или функциональным дублированием.

Основные научные результаты А. Я. Макаренко состоят в участии в разработке первой в СССР цифровой системы управления, обеспечившей автоматическую стыковку космических аппаратов и точную посадку возвращаемого аппарата на Землю. Внес большой вклад в разработку принципов построения и испытаний системы управления транспортных модулей орбитальных станций «Салют» и «Мир».

Мальцев Анатолий Иванович

Начальник сектора НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Награжден Почетной грамотой Генерального конструктора систем управления объектов ракетно-космической техники Украины.

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1983).

Техник (1981–1982), инженер (1983–1989), инженер 2-й категории (1989–1991) КБ «Электроприборостроения», ведущий инженер-математик (1991–2000), ведущий инженер-программист (2000), начальник группы (2000–2007), начальник сектора (с 2007) НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Автор 1 научной статьи, 1 учебника, научно-технических и технических отчетов.

Научные интересы: системы управления баллистических ракет и ракет-носителей космического назначения.

Основные научные результаты А. И. Мальцева состоят в участии в разработках систем управления ракет-носителей, в том числе, «Днепр», «Стрела» и других; разработке алгоритмов угловых маневров несимметричных объектов.

Олейник Сергей Викторович

Начальник отдела НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Награжден медалью «За заслуги перед Отечеством» III степени, знаком имени М. К. Янгеля, Грамотой Государственного космического агентства Украины, знаком Ассоциации музеев им. П. Р. Поповича, Похвальной грамотой Председателя Харьковского областного Совета.

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1984).

Техник (1983–1984), инженер (1984 – 1991), ведущий инженер (1991–1992) КБ «Электроприборостроения», начальник группы НПО «ХАРТРОН» (1994–1998), начальник сектора (1998-2008), заместитель начальника отдела (2008), начальник отдела (с 2008) НПП ХАРТРОН-АРКОС.

Автор 8 научных статей, 3 учебников, 2 патентов Украины и более 60 научно-технических отчетов.

Научные интересы: разработка систем управления космических аппаратов, выполняющих автоматическую стыковку, разра-

ботка бесплатформенных инерциальных систем для ракет-носителей, микроспутников и беспилотных летательных аппаратов.

Основные научные результаты С. В. Олейника получены в области разработки перспективных приборов для объектов ракетно-космической техники, участии в создании программно-математического обеспечения автоматизированных систем управления технологическими процессами атомных станций, подсистем контроля ядерной установки.

Внес большой вклад в разработку и испытания системы управления, обеспечившую автоматическую стыковку транспортных модулей с орбитальными станциями «Мир», «Альфа», в создание систем управления ряда микроспутников дистанционного зондирования Земли

Плаксий Юрий Андреевич

Исполняющий обязанности заведующего кафедрой систем и процессов управления, профессор кафедры.

Кандидат технических наук по специальности «управление в технических системах» (1993), научный руководитель профессор Е. Г. Голоскоков. Доцент по кафедре автоматического управления движением (2000).

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1981).

Аспирант (1980-1983), инженер, младший научный сотрудник, научный сотрудник, доцент (1983-2013) кафедры автоматического управления движением (систем и процессов управления).

Автор более 60 научных статей и материалов докладов, учебного пособия, патента Украины.

Читаемые курсы: «методы вычислений», «методы оптимизации», «методы многокритериальной и минимаксной оптимиза-

ции», «механика космического полета», «методы вычислительного эксперимента».

Научные интересы: задача определения ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах, эталонные модели вращения твердого тела, построение моделей динамических систем на основе теории аппроксимации квази-многочленами, методы идентификации динамических систем.

Сало
Валентин Андреевич

Профессор кафедры инженерной механики Академии внутренних войск МВД Украины.

Награжден грамотой Министра МВД Украины (2007).

Доктор технических наук по специальности «Механика деформированного твердого тела» (2004).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1971).

Ассистент (1971-1973, 1978), аспирант (1973-1976), доцент (1979-2004) кафедры теоретической механики НТУ «ХПИ».

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (1978). Доцент по кафедре теоретической механики ХПИ (1981).

Научный консультант докторской диссертации д.т.н., проф. О. К. Морачковский. Подготовил одного кандидата наук.

Автор 140 научных статей, монографии, 3х томного учебного пособия.

Читаемые курсы: «теоретическая механика».

Научные интересы: краевые задачи статики оболочек.

Основные научные результаты профессора В. А. Сало получены в области моделирования напряженно-деформированного состояния анизотропных оболочек с отверстиями.

Северин
Валерий Петрович

Профессор кафедры системного анализа и управления НТУ «ХПИ».

Доктор технических наук по специальности «Автоматизация технологических процессов» (2008). Профессор по кафедре системного анализа и управления (2012).

Награжден Почетной грамотой Министерства образования и науки Украины (2009). Медаль «Академик Королев» Федерации космонавтики России (2013). Победитель XV областного конкурса «Высшая школа Харьковщины – лучшие имена» в номинации «Преподаватель фундаментальных дисциплин» (2013).

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1976).

Аспирант (1976-1979), ассистент кафедры прикладной математики (АУД) (1980-1985), старший преподаватель (1985-1992), доцент кафедры АУД (1992-1994), докторант ХГПУ (1994-1997 годы), доцент (1997-2008), профессор (с 2008) кафедры системного анализа и управления НТУ «ХПИ».

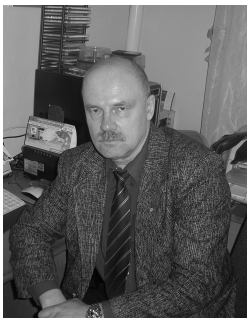
Кандидат технических наук по специальности «Автоматическое управление и регулирование, управление технологическими процессами в энергетике» (1985), научный руководитель кандидатской диссертацией д.т.н., проф. Е. Г. Голоскоков. Научный консультант докторской диссертации д.т.н., проф. А. С. Куценко. Научный руководитель 3-х защищенных кандидатских диссертаций.

Автор 195 научных статей, 8 учебных пособий.

Читаемые курсы: «дифференциальные уравнения», «методы оптимизации», «теория принятия решений».

Научные интересы: математическое моделирование динамических систем; анализ и синтез систем автоматического управления в энергетике; принятие оптимальных решений при проектировании технических систем.

Основные научные результаты профессора В. П. Северина заключаются в разработке и практической реализации методики для оптимизации показателей качества систем управления, особенностями которой являются широкие возможности эффективной формализации задач оптимизации, задания желаемых значений показателей качества, оптимизации систем высокого порядка со многими переменными параметрами. Предложенные модели и методы реализованы в виде программного обеспечения многокритериального параметрического синтеза систем автоматичного управления. На примере математического моделирования энергоблока ВВЭР-1000 атомной электрической станции разработана перспективная концепция синтеза систем управления для энергоблоков электрических станций на основе математических моделей и численных методов векторной оптимизации показателей качества систем, что позволяет повысить степень научной обоснованности технических проектов по усовершенствованию систем управления энергоблоков.



Ткачук
Николай Вячеславович

Профессор кафедры АСУ НТУ «ХПИ».

Доктор технических наук по специальности «Информационные технологии» (2006), профессор по кафедре автоматизированных систем управления (2008).

Почетный диплом в номинации «Наука» на Всеукраинском конкурсе-выставке «Лучший отечественный товар 2007 года» за разработку и внедрение технологии создания Web-базированных АСУТП для нефтегазодобывающих предприятий в Харьковском регионе.

Инженер-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1976).

Аспирант, Дрезденский технический университет (Германия) (1977-1981), доцент кафедры АСУ (1981-2006).

Кандидат технических наук (1981). Во время работы над докторской диссертацией – научная стажировка в Клагенфуртском университете, Австрия, (2000-2003). Приглашенный профессор:

Магдебургский университет, ФРГ (2007), Клагенфуртский университет (2011-2012). Подготовил 4 кандидатов технических наук.

Автор более 120 научных работ, 1 монографии, 2 учебных пособий с грифом МОН.

Читаемые курсы: «организация баз данных и знаний», «основы проектирования программного обеспечения», «реинжиниринг унаследованных программных систем», «методы и средства обеспечения качества программных систем».

Научные интересы: разработка и реинжиниринг сложных информационных систем, инженерия знаний, программная кибернетика.

Основные научные результаты профессора Н. В. Ткачука заключаются в разработке знание-ориентированной концепции и информационной технологии адаптивного макро-проектирования и реинжиниринга сложных информационных систем, кибернетического подхода к управлению требованиями в гибких процессах разработки программного обеспечения, архитектурных моделей и экспертных процедур оценки эффективности применения пост объектно-ориентированных технологий программирования.

Успенский Валерий Борисович

Профессор кафедры систем и процессов управления.

Доктор технических наук по специальности «Системы и процессы управления» (2012). Доцент по кафедре автоматического управления движением (1998).

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет ХПИ (1984).

Аспирант (1984-1987), инженер (1987-1990), научный сотрудник, ассистент, ст. преподаватель (1992-1995), доцент (1995-2012), докторант (2002-2005), профессор (2012) кафедры автоматического управления движением (систем и процессов управления).

Кандидат технических наук по специальности "Системы специального назначения обработки информации и управления»

(1990), научный руководитель и консультант профессор Е. Г. Голоскоков.

Автор более 100 научных статей и материалов докладов, научной монографии, соавтор двух патентов Украины и двух патентов Российской Федерации.

Читаемые курсы: «теория управления», «исследование операций», «современная теория управления», «численные методы оптимального управления», «навигация и навигационные системы».

Научные интересы: теория управления движением, в частности - управление вращением и ориентацией космических летательных аппаратов, навигация и навигационные системы: теория, разработка, испытания.

Основные научные результаты профессора В. Б. Успенского связаны с разработкой методов высокоточного управления ориентацией маневренных космических аппаратов с помощью гиросиловых избыточных систем; с созданием методов и алгоритмов калибровки и функционирования интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем для современной авиационной техники.

ЧАСТЬ II. НАСТОЯЩЕЕ

ГЛАВА 9

КАФЕДРА СЕГОДНЯ

За последнее десятилетие (2005-2014 гг.) направления образовательной деятельности коллектива кафедры систем и процессов управления существенно расширились: базовая специальность, связанная с динамикой полета и управлением летательных аппаратов, была сохранена под названием «Прикладная математика», но к ней были добавлены еще две новых - «Информатика» (2002 г.) и «Системное проектирование» (2012 г.). Наработки сотрудников кафедры в области разработки новейшего алгоритмического и программного обеспечения для систем управления, в том числе и реального времени, позволили разработать фундаментальные и прикладные курсы для этих специальностей.

Переход на систему подготовки студентов по наиболее распространенной в мировой практике двухступенчатой схеме (бакалавр – первые четыре года, затем магистр еще два года) с сохранением при этом возможности получения диплома специалиста (1.5 года на основе диплома бакалавра) потребовал определенных изменений в организации учебного процесса кафедры. В основном это коснулось переносов некоторых предметов с одного курса на другой. Переход на так называемую «болонскую систему»

был выполнен кафедрой, так же, как впрочем и остальными кафедрами факультета, исходя из необходимости максимально полного сохранения содержания образования. Модульная структура курсов не привела к отмене экзамена, как одной из форм учебного процесса, была сохранена система курсовых научно-исследовательских работ на средних и старших курсах. При этом к теоретическому обучению студентов-магистрантов был добавлен дополнительный, одиннадцатый семестр. Для его наполнения разработаны новые курсы, включающее дополнительные главы математических, инженерных дисциплин и дисциплин, связанных с информационными технологиями.

Сегодня на кафедре ведется подготовка бакалавров (4 года), специалистов (инженеров, 5.5 лет) и магистров (6 лет) по специальностям «Прикладная математика» и «Информатика». После получения диплома бакалавра компьютерных наук (обучение в течение первых 4 лет ведет для двух специальностей другая кафедра факультета, динамики и прочности машин), выпускники продолжают подготовку по программе специалиста по «Системному проектированию» на кафедре СПУ.

Подготовка студентов по классической специальности кафедры, связанной с управлением движением летательных аппаратов, продолжается в рамках направления «Прикладная математика». Переход на новое направление подготовки был, конечно, связан с унификацией перечня специальностей, проходившей в рамках подготовки к внедрению «болонской системы» в конце 90-х годов 20-го века в украинском высшем образовании. Как и при любой трансформации, этот переход сопровождался как положительными, так и отрицательными изменениями. Последние имели место в основном при вынужденном уменьшении объемов специальных предметов, необходимых для подготовки инженера - разработчика систем управления, связанным с общим уменьшением количества аудиторных часов. Другая группа изменений связана с дополнением учебного плана новыми математическими курсами, ранее

отсутствовавшими в обучении студентов специальности «Динамика полета и управление», такими, как «Дискретная математика», «Функциональный анализ», «Уравнения математической физики», «Численные методы математической физики», «Математические методы в аэродинамике» и другими. Также существенно расширен блок предметов, связанных с информационными технологиями: добавлены курсы «Базы данных и информационные системы», «Системное программирование», «Основы Internet-технологий» и другие. В образовании остаются, а в последних учебных планах даже с увеличенным количеством академических часов, проверенные временем классические курсы «Теоретическая и аналитическая механика», «Динамика твердого тела», «Теория управления», «Методы оптимизации» и многие другие.

В 2000-е годы продолжали чтение лекций и проведение практических занятий по базовым, традиционным курсам такие преподаватели - ветераны кафедры, как профессор Н. Г. Киреев, доценты А. И. Белов и Л. В. Шипулина. Новые курсы, «Навигация и навигационные системы», «Механика космического полета», «Методы обратных задач динамики управляемых систем», «Исследование операций», «Численные методы оптимального управления», «Численные методы», «Анализ данных», «Методы оптимизации» были разработаны или модернизированы профессорами В. Б. Успенским и Ю. А. Плаксием. Д. В. Бреславским, приступившим к работе на кафедре с 1999 года после окончания докторантуры, был разработан курс «Численные методы математической физики», модернизирован курс «Уравнения математической физики». В 2010 году на кафедру, после многолетней работы на кафедре теоретической механики ХПИ и защиты докторской диссертации, перешел работать выпускник специальности «Динамика полета и управление» 1975 года Ю. М. Андреев. Он приступил к преподаванию курсов механики и динамики твердого тела.

Постепенно в кадры преподавателей вливались и выпускники аспирантуры кафедры СПУ и других кафедр факультета. С 2000

года М. В. Некрасова приступила к преподаванию курсов теории вероятности и математической статистики, теории информации и кодирования и других.

С 2008 года курсы по дискретной математике и теории алгоритмов ведет О. А. Татаринова. В 2010 году С. В. Ольшанский приступил к преподаванию курсов «Теория систем», «Анализ данных», «Нелинейные процессы и модели».

Новая структура образования предусматривает изучение более широкого круга предметов, позволяющего выпускать специалистов не только в области разработки систем управления, но и решения прикладных задач математической физики, использования и разработки информационных технологий.

Конечно, в образовательной деятельности в традиционном направлении существуют серьезные проблемы, которые, впрочем, характерны и для всего украинского инженерного и физико-математического образования и связаны с резким снижением качества школьной подготовки абитуриентов, приходящих на первый курс. Падение интереса абитуриентов к специальностям этого направления во многом закономерно и обусловлено кризисом промышленного производства, особенно проявившимся в такой передовой отрасли, как ракетно-космическая. Не последнюю роль здесь играют и средства массовой информации, высказывающие мысли о ненужности космических технологий в нашей стране. Именно две проблемы – низкий школьный уровень физико-математической подготовки, отсутствие привитой в школе привычки к кропотливому умственному труду, а также малое количество возможностей для работы по специальности «Прикладная математика», и обуславливает отсутствие заинтересованности в учебе у значительной части студентов.

Отсутствие должного финансирования разработок систем управления космическими летательными аппаратами, в том числе и на базовом для кафедры предприятии, не позволяют распределять всю группу выпускников на «ХАРТРОН-АРКОС», подобно тому,

Бреславский Дмитрий Васильевич.

Заведующий кафедрой систем и процессов управления, декан инженерно-физического факультета.

Доктор технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (2000). Профессор по кафедре систем и процессов управления (2005).

Академик Академии наук Высшей школы Украины по отделению механики и машиностроения (2006).

Награжден Знаком Министерства образования и науки Украины «За научные достижения» (2010). Победитель XIII областного конкурса «Высшая школа Харьковщины – лучшие имена» в номинации «Декан факультета» (2011).

Член Европейского общества механиков (EuroMech, 1998), Национального комитета Украины по теоретической и прикладной механике (2001).

Член Редколлегии «Journal of Mechanical Engineering Science», Великобритания, ряда украинских журналов и сборников.

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет ХПИ (1984).

Инженер (1984-1986), аспирант (1986-1989), научный, старший научный сотрудник (1989-1995) динамики и прочности машин ХПИ, старший научный сотрудник кафедры теоретической механики (1995-1996), Докторант кафедры динамики и прочности машин ХПИ (1996-1999).

Приглашенный ученый университета Галле-Виттенберг, ФРГ (1998), стипендия Фонда Даймлера-Бенца.

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (1990). Научный руководитель и консультант профессор О. К. Морачковский. Доцент (1999-2000), профессор кафедры систем и процессов управления (автоматического управления движением) (с 2000).

Автор 140 научных статей, соавтор двух монографий, учебного пособия. Подготовил пять кандидатов наук.

Читаемые курсы: *«уравнения математической физики», «численные методы математической физики», «программирование».*

Научные интересы: *физически нелинейные задачи механики деформированного твердого тела (ползучесть, разрушение при циклических и ударных нагрузках), метод конечных элементов, IT – технологии в задачах механики.*

Основные научные результаты *профессора Д. В. Бреславского получены в области теории ползучести. Созданная им совместно с профессором О. К. Морачковским теория ползучести и разрушения твердых тел при их циклическом нагружении и нагревании нашла применение в расчетах различных конструктивных элементов в авиационном, энергетическом и химическом машиностроении, получила международное признание: опубликованная ими в 2000 году в журнале «Journal of Strain Analysis» (Лондон, Великобритания) научная статья, содержащая основы разработанной теории, призвана лучшей публикацией и награждена престижной премией CEGB.*

как это было в первые десятилетия работы кафедры. Поэтому кафедра делает все возможное для самореализации студентов-математиков в других отраслях знаний, в первую очередь в области информационных технологий. Опыт работы выпускников кафедры в IT-компаниях показывает, что они в состоянии не только успешно конкурировать с профессиональными программистами, но и зачастую превосходить их за счет углубленной математической и инженерной подготовки.

Бурное развитие информационных технологий, в том числе и серьезные изменения в этом направлении, происходившие на предприятиях авиационно-космической отрасли, и, в первую очередь, в НПП «ХАРТРОН-АРКОС», как уже отмечалось в предыдущей главе, привели сотрудников кафедры к мысли о необходимости организационного оформления учебных и научных наработок, к открытию новой специальности на кафедре. После консультаций и обсуждений с сотрудниками базового предприятия, в первую очередь с Главным конструктором НПП «ХАРТРОН-АРКОС» А. Н. Калногузом и начальником сектора Ю. А. Кузнецовым, было принято решение о начале подготовки на кафедре СПУ специалистов по информатике, которые, с одной стороны, владели бы всем набором современных информационных технологий, а с

другой стороны, имели бы серьезную математическую и инженерную подготовку для разработки систем управления.

В 2002 году на кафедре была открыта подготовка студентов по специальности «Информатика». К этому моменту уже несколько лет проводилось обучение бакалавров по «Прикладной математике». Первоначально, до 2007 года, специальность «Информатика» относилась к этому же бакалаврату, что облегчило подготовку нового учебного плана и начало занятий. Для созданной специальности коллективом кафедры были разработаны новые учебные курсы и модернизированы старые.

Ответственным за обучение на новой специальности был назначен проф., д.т.н. Д. В. Бреславский. Им были созданы курсы «Программирование», «Теория и технология программирования», модернизирован курс «Операционные системы и системное программирование», «Архитектура ЭВМ», сформулированы основные подходы к выполнению курсовых и дипломных работ.

Для проведения занятий в первые два-три года привлекались преподаватели и научные сотрудники других кафедр инженерно-физического факультета – динамики и прочности машин, на которой к тому времени уже несколько лет проводилось обучение бакалавров компьютерных наук, и прикладной математики.

При создании предполагалось, что отличие специальности «Информатика» от подобных ей, функционирующих в других университетах, будет заключаться в специализации «Информационное обеспечение систем управления реального времени». Поэтому к преподаванию были привлечены сотрудники ХАРТРОНа к.т.н., доцент Ю. А. Кузнецов и старший преподаватель Т. И. Рожкова.

В дальнейшем, как это бывало и ранее на факультете при создании новых специальностей и кафедр, основную работу по

Багмут
Иван Александрович

Доцент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Системы и процессы управления» (2011).

Магистр, инженер-электрик-исследователь по специальности «Системы управления и автоматики», факультет автоматики и приборостроения НТУ «ХПИ» (2002).

Аспирант (2002-2005), ассистент (2005-2011), доцент кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор В. Б. Успенский.

Автор 26 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«базы данных и информационные системы», «операционные системы и системное программирование», «системное программирование», «искусственные нейронные сети».*

Научные интересы: *навигационные системы.*

развитию новой специальности выполнили молодые ассистенты, недавние выпускники аспирантуры. В преподавании и разработке новых учебных курсов принимали участие А. С. Назаров и М. В. Некрасова (выпуск 1996 г., И-21), И. А. Багмут (АП-16Б, выпускник аспирантуры кафедры СПУ 2005 г.), Д. В. Карабут (выпуск 2003 г., И-27), А. В. Онищенко (выпуск 2004 г., И-18Б). А. С. Назаров принимал участие в разработке курса «Программирование» и был совместно с проф. Д. В. Бреславским автором учебного пособия «Программирование. Лабораторный практикум». И. А. Багмут разработал методическое и информационное обеспечение для курсов «Операционные системы и системное программирование», «Базы данных и информационные системы» и других. Д. В. Карабут и А. В. Онищенко подготовили новые курсы по языкам программирования C/C++ и Java.

Проведенные к настоящему времени семь выпусков специалистов и магистров по специальности «Информатика» показали, что подготовленные на кафедре специалисты обладают всеми

необходимыми навыками разработчиков программного обеспечения и успешно работают в специализированных IT –компаниях, таких, как «Дата арт», «Интетикс», «Миратех», «Никс солюшинс» и других.

Галас
Олег Сергеевич

Младший научный сотрудник, старший преподаватель кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (2012).

Магистр, инженер-математик-исследователь по специальности «Прикладная математика», инженерно-физический факультет НТУ «ХПИ» (2003).

Аспирант (2003-2006) кафедры теоретической механики инженерно-физического факультета. Научный руководитель профессор К. В. Аврамов.

В штате НИЧ кафедры с 2006 года.

Автор 20 научных статей и материалов докладов.

***Читаемые курсы:** «базы данных», «системы искусственного интеллекта», «экспертные системы на базе нечеткой логики», «нейросетевые информационные технологии»*

***Научные интересы:** нелинейные колебания стержневых систем.*

Десятилетний опыт, полученный преподавателями кафедры при преподавании дисциплин IT-направления, их практическая подготовка в области проектирования и разработки научных и прикладных программных продуктов, позволили открыть в 2011 году на кафедре подготовку по третьей специальности «Системное проектирование».

С одной стороны, содержание специальности определяется качественно возросшей сложностью разработки новых программных продуктов. Буквально за последние полтора десятилетия практика проектирования IT–компаний обогатилась новейшими технологиями командной разработки, что позволило качественно

изменить процессы создания новых продуктов. С другой стороны, достижения системного подхода в разработке систем управления летательными аппаратами и энергетическими комплексами, которые, в частности, имеются на базовом предприятии кафедры «ХАРТРОН», требовали их дальнейшего внедрения в учебный процесс.

Гризун Мария Николаевна

Ассистент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Математическое моделирование и численные методы» (2014).

Магистр, математик-прикладник по специальности «Прикладная математика», механико-математический факультет ХНУ им. В. Н. Каразина (2009).

Аспирант (2009-2012) кафедры газогидромеханики и тепломассообмена инженерно-физического факультета. Научный руководитель профессор С. В. Ершов.

Автор 16 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«алгоритмы и структуры данных», «организация и обработка электронной информации», «объектно-ориентированное программирование». Ведет практические занятия по курсам «численные методы математической физики», «математические методы аэродинамики», «кросс-платформенное программирование»*

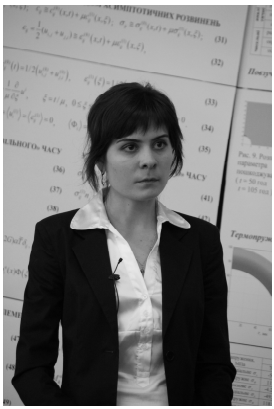
Научные интересы: *математическое моделирование в газодинамике.*

Таким образом, целью создания специальности «Системное проектирование» была подготовка специалистов по разработке сложных систем – как в области информационных технологий, так и в области разработки летательных аппаратов для исследования космического пространства.

Задача начала обучения осложнялась тем, что это была новая, только что созданная специальность. Коллективу кафедры приш-

лось в сжатые сроки разрабатывать учебный план и рабочие программы таких специальных дисциплин, как «Системы с самоорганизацией», «Экспертные системы на базе нечеткой логики и нейронные сети», «Проектирование программных решений», «Поиск и предварительная подготовка данных» и других.

В последние годы основная нагрузка по разработке новых курсов для двух недавно созданных специальностей – «Информатики» и «Системного проектирования» легла на плечи молодых преподавателей, имеющих базовое образование по специальностям кафедры и влившихся в коллектив кафедры. С 2010 года на кафедре работает Ю. Н. Корытко (выпуск 2007 г., И-11Б), с 2011 – А. Д. Асютин (выпуск 2008 г., И-22А) и И. В. Наумов (выпуск 2008 г., И-22Б), с 2012 – М. Н. Гризун (выпускница механико-математического факультета ХНУ им. В. Н. Каразина 2009 г. и аспирантуры кафедры газогидромеханики и тепломассообмена 2012 г.), с 2013 г. – А. В. Гудзенко (выпуск 2010 г., И-24А). Многие из них приступили к преподавательской деятельности еще в период обучения в аспирантуре.



Корытко Юлия Николаевна

Доцент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (2011). Доцент по кафедре систем и процессов управления (2014).

Инженер-системный аналитик по специальности «Информационные технологии проектирования», инженерно-физический НТУ «ХПИ» (2007).

Стипендиат Ученого Совета НТУ «ХПИ» (2005-2007).

Стипендиат фонда DAAD, ФРГ, стипендия им. Леонарда Эйлера (2006).

Аспирант (2007-2010), ассистент (2010-2011), старший преподаватель (2011-2012), доцент кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор Д. В. Бреславский.

Автор 27 научных публикаций.

Читаемые курсы: *«проектирование программных решений», «вычислительная геометрия и компьютерная графика», «программирование», «технология программирования».*

Научные интересы: *ползучесть и длительная прочность элементов конструкций, ИТ- технологии, генетические алгоритмы.*

В настоящее время в преподавании предметов информационного цикла принимают участие Ю. М. Андреев, А. Д. Асютин, И. А. Багмут, младший научный сотрудник кафедры О. С. Галас (выпуск 2003 г., И-27), М. Н. Гризун, А. В. Гудзенко, Ю. Н. Корытко, И. В. Наумов, Н. Е. Хацько (выпускница механико-математического факультета ХНУ им. В. Н. Каразина 1988 г. и аспирантуры кафедры 2011 г.). Для проведения лабораторных работ на кафедре подготовлен и оснащен современными персональными компьютерами машинный класс.

Наумов Иван Владимирович

Ассистент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (2014).

Инженер-математик по специальности «Информатика», инженерно-физический факультет НТУ «ХПИ» (2008).

Аспирант (2008-2011) кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор Д. В. Бреславский.

Автор 15 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«Unix-подобные операционные системы», «архитектура вычислительных систем», «информационная безопасность», «компьютерные сети», «операционные системы реального времени», «системы с самоорганизацией», «цифровая обработка сигналов и изображений», «специальные языки программирования».*

Научные интересы: *динамика тонкостенных конструкций при ударном нагружении, ИТ- технологии, управление ЛА.*

Несмотря на существующие трудности, основу учебного процесса кафедры, позволяющего готовить специалистов особого типа, пусть и в гораздо меньшем количестве по сравнению с советским периодом, составляет объединение учебы и научной работы студентов. К счастью, на каждом курсе есть студенты, интересующиеся своей специальностью, которых притягивает научно-техническое творчество. Как и ранее, студенты привлекаются к выполнению курсовых, а потом и дипломных работ, тематика которых определяется как логикой развития разработок научных групп кафедры, так и непосредственными заданиями, выполняемыми кафедрой в рамках хозяйственных договоров с предприятиями.

Таких работ, имеющих научное и практическое значение, достаточно много, поэтому в качестве примера приведем некоторые из них.

Рис. 9.1.

В 2009-2011 годах группой студентов, состоящей из С. А. Резника (И-24А), В. Н. Телеусова и И. В. Фролова (И-24Б), под руководством профессора В. Б. Успенского и аспиранта А. Д. Асютина была разработана и апробирована концепция программного комплекса NaviCAD (рис. 9.1) для проектирования и

верификации математического обеспечения навигационных систем. Группа студентов в течение небольшого срока разработала прикладное математическое и программное обеспечение, включающее необходимые пользовательские интерфейсы, позволяющее пользователю без специального образования осуществить проектирование бортовых информационных систем различных движущихся объектов.

Ольшанский
Станислав Васильевич

Доцент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат физико-математических наук «Теоретическая механика» (2011).

Магистр, инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика и прочность», инженерно-физический НТУ «ХПИ» (2007).

Стипендиат фонда DAAD, ФРГ, стипендия им. Леонарда Эйлера (2006).

Аспирант кафедры гидрогазодинамики и тепломассобмеена (2007-2010). Научный руководитель профессор К. В. Аврамов.

Ассистент (2010-2011), старший преподаватель (2011-2012), доцент кафедры систем и процессов управления.

Лауреат Премии Кабинета Министров Украины за особые достижения молодежи в развитии Украины в номинации «За научные достижения» (2013).

Автор 9 монографий, опубликованных в соавторстве, 130 научных статей и материалов докладов, учебного пособия.

Читаемые курсы: *«анализ данных», «математические методы аэродинамики», «математическое моделирование», «нелинейные процессы и модели», «программное обеспечение вычислительных систем».*

Научные интересы: *теория механического удара, баллистика, прикладная гидромеханика, динамика тел переменной массы.*

Студентами О. К. Звягинцевым (И-24А) и В. Н. Мельником (И-23А) под руководством профессора В. Б. Успенского в 2008-2010 годы выполнен проект «Создание экспериментального стенда и методики идентификации параметров моделей ошибок двухосного микроакселерометра ADXL203», связанного с проблемой калибровки инерциальных измерителей, используемых в

составе интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем. В ходе работы студентами создан экспериментальный стенд (рис. 9.2) и методика для определения инструментальных погрешностей микроакселерометра серии ADXL203 на низкоточном лабораторном оборудовании. Разработана и исследована методика определения масштабного коэффициента преобразования информации, смещения нуля, параметров несоосности акселерометров; определены необходимые условия эксперимента; получены экспериментальные данные; разработана и реализована методика обработки и верификации данных и оценки эффективности результатов.

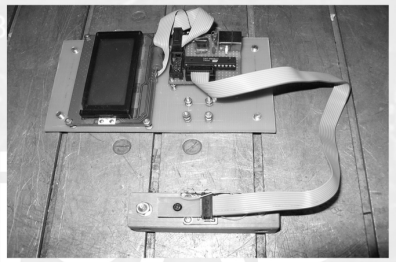


Рис. 9.2.

В 2011 году по совместной инициативе студентов и сотрудников - профессора Д. В. Бреславского и ассистента И. В. Наумова на кафедре СПУ был начат студенческий проект, посвященный разработке системы управления мини-дирижаблем. Идея этой разработки, за исключением собственно практической значимости подобного аппарата для его использования в различных отраслях, таких как сельское хозяйство, информационные и рекламные технологии, заключалась в том, чтобы приблизить обучение в области современных высоких IT- и навигационных технологий к практике, дать возможность студентам почувствовать свою причастность к реальному, инженерному делу не только в области разработки программных продуктов. В первый год работа носила

преимущественно учебный характер: в рамках учебного курса, который вела доцент Ю. Н. Корытко, для студентов специальностей «Информатика» и «Системное проектирование» в рамках деловой игры были разработаны техническое задание и проектная документация. Важным явилось то, что в рамках этой семестровой работы удалось объединить знания и умения студентов этих двух специальностей как в области проектирования машиностроительных конструкций и численных методов в механике (был создан учебный проект самого дирижабля, на рис. 9.3-9.4 приведен эскиз и некоторые результаты расчета), так и в области проектирования информационных систем и систем управления. Студенты и преподаватели, задействованные в работе, получили уникальный опыт.

В дальнейшем проект был продолжен в рамках курсовых и дипломных работ. За два года студентами В. А. Меркуловым и А. А. Бутырским (И-28Б) под руководством И. В. Наумова разработана система управления (рис. 9.5), построенная на базе использования мобильных устройств, работающих под управлением ОС Android, созданы устройства привода системы управления рулями, управления видео-камерой и т.д.

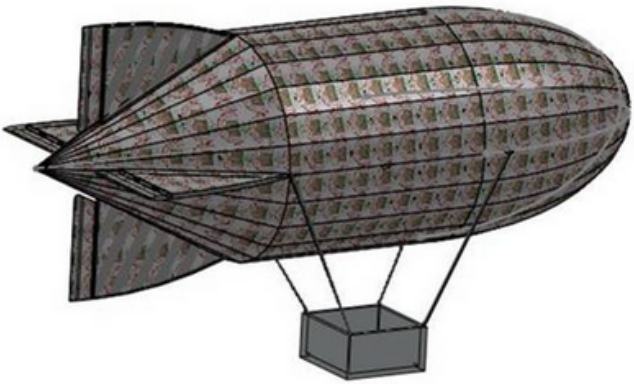
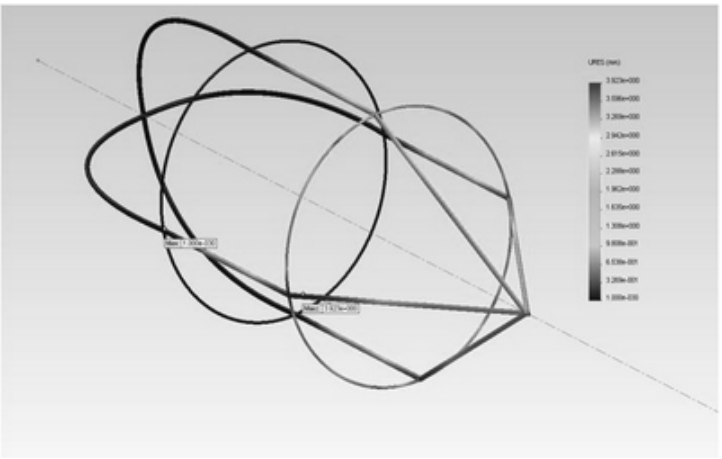
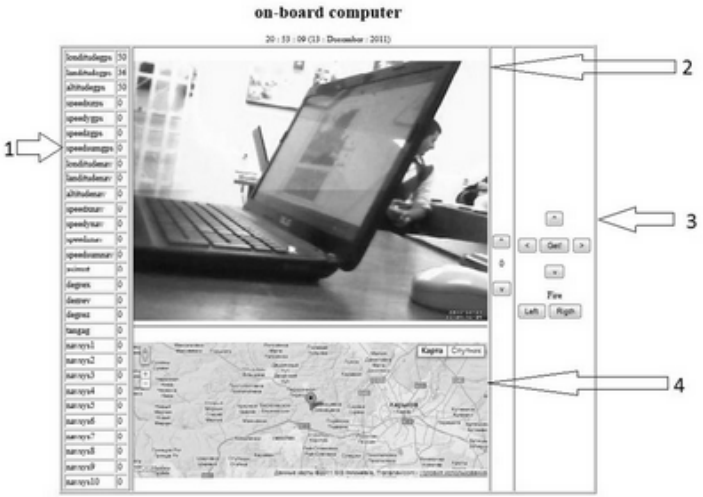


Рис. 9.3.



Прочностной расчет

Рис. 9.4.



Интерфейс оператора

Рис. 9.5.

Татаринова Оксана Андреевна

Доцент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Динамика и прочность машин» (2010).

Магистр, инженер-математик-исследователь по специальности «Прикладная математика», инженерно-физический НТУ «ХПИ» (2005).

Стипендиат Харьковского областного Совета (2003-2007).

Аспирант (2005-2008), ассистент (2008-2010), старший преподаватель (2010-2012), доцент кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор Д. В. Бреславский.

Автор 19 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«вариационное исчисление», «вычислительные методы», «дискретная математика», «математическая логика и теория алгоритмов», «современные проблемы прикладной и компьютерной математики».*

Научные интересы: *ползучесть и длительная прочность элементов конструкций, метод конечных элементов.*

Студенты также принимают активное участие в работе, направленной на разработку программного обеспечения для одного из самых распространенных методов решения задач механики деформированного твердого тела – метода конечных элементов. П. Н. Лысаком (И-23а) и Е. В. Золотько (И-24Б) в ходе работы над бакалаврскими и дипломными проектами под руководством профессора Д. В. Бреславского разработаны компьютерные программы - препроцессоры конечноэлементных расчетов. Разработанная П. Лысаком на языке java программа позволяет генерировать двумерные конечно-элементные сетки фигур сложной геометрии для проведения последующих исследований их прочности (рис. 9.6).

На разработанную в соавторстве с П. Н. Лысаком программу получено свидетельство об авторском праве.

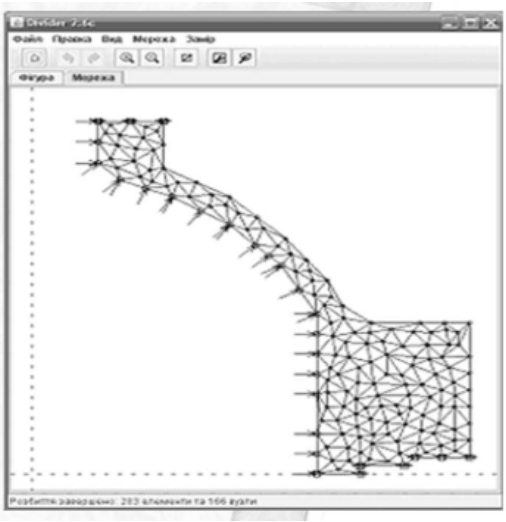


Рис. 9.6.

Программа Е. В. Золотько представляет собой интерфейс пользователя программного средства для моделирования ползучести и длительной прочности тонкостенных элементов конструкций ракетно-космической техники, включающий подсистемы ввода исходных данных, генерации конечноэлементной сетки (рис. 9.7) и визуализации результатов расчетов.

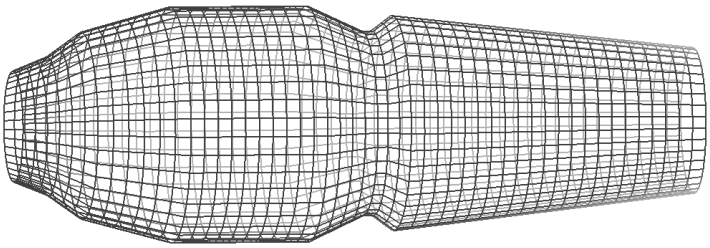


Рис. 9.7.

В 2013 двумя группами студентов специальностей «Информатика» и «Системное проектирование» под руководство доцента Ю. Н. Корытко также в рамках очередной деловой игры, в которой отрабатывались вопросы технологии разработки программных продуктов, создана система учета и контроля успеваемости студентов кафедры. Данная разработка представляет собой web-приложение, написанное на языке *php* с использованием СУБД *My SQL*. В ходе семестровой работы над проектом студенты выполняли различные роли – разработчиков и проектировщиков кода, тестировщиков, получили опыт в подготовке и написании технической документации, в организации командной работы. Несмотря на учебный характер работы, созданное программное средство обладает вполне удовлетворительным качеством и планируется для использования в учебном процессе кафедры.

Результаты студенческих разработок публикуются в научных журналах, подаются на Всеукраинские конкурсы студенческих научно-технических работ. С 2006 года, когда эти конкурсы была восстановлены в полном объеме, студенты кафедры принимают в них активное участие. В 2007 году работа студента А. Д. Асютина «Разработка вычислительной модели гиросилового управления разворотом упругого КЛА» заняла второе место на конкурсе по «Информатике и кибернетике». В 2009 году О. К. Звягинцев занял первое место в конкурсе по «Информатике и кибернетике» и третье – по «Авиационной и ракетно-космической технике», а в 2013 Е. О. Заплавский (И-28А, научный руководитель доц. М. В. Некрасова) - также третье место в этом же конкурсе с работой «Измерение ускорений и угловой скорости с помощью избыточной системы акселерометров».

Кроме того, студенты принимают участие и в конкурсах по математическим наукам. Бесспорным достижением является первое место в Украине студентки группы И-27Ам Е. Ю. Плаксий в 2012 и 2013 годах с работами «Локализованные и нелокализованные формы колебаний физического маятника» и «Исследо-

вания динамики нелинейных диссипативных систем с двумя степенями свободы в окрестности внутреннего резонанса». В 2014 году студент гр. И-29Ам С. А. Пащенко занял первое место на Всеукраинском конкурсе по математическим наукам и также третье место на конкурсе по авиации и космонавтике с работами, посвященными оценке тепловых режимов корпуса украинского спутника типа «Сич-2».

Научная работа коллектива кафедры, как это и традиционно было принято на инженерно-физическом факультете, остается одной из важнейших видов деятельности. На кафедре работают докторантура и аспирантура, проводятся научные исследования в рамках фундаментальных и прикладных тем госбюджетного финансирования, прикладных тем по заказам предприятий НПП «ХАРТРОН-АРКОС» и ОАО «ВНИИ «Сигнал» (Российская Федерация, г. Ковров).

В рамках фундаментальных и прикладных научных тем исследования проводятся научными группами под руководством профессоров Д. В. Бреславского и В. Б. Успенского.

Д. В. Бреславский после окончания в 1999 году докторантуры на кафедре динамики и прочности машин приступил к работе на кафедре АУД в должности доцента. После защиты в марте 2000 года диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук, перехода на должность профессора в декабре и параллельно с этим, с января 2001 года, - на должность декана инженерно-физического факультета, он организует свою научную группу на кафедре систем и процессов управления. Первоначально к работе привлекаются студенты старших курсов, такие, как Д. В. Карабут, Н. В. Ширяева (И-27), О. А. Уварова (Татаринова, И-29), А. В. Онищенко (И-18Б), Ю. Н. Корытко (И-11Б), И. В. Наумов (И-22Б). Впоследствии они поступают в аспирантуру и по ее окончании работают преподавателями на кафедре СПУ, а Н. В. Ширяева – на кафедре финансов факультета бизнеса и финансов.

Научное направление группы профессора Д. В. Бреславского – это нелинейная механика деформируемого твердого тела, в частности – ползучесть и длительная прочность материалов и элементов конструкций при статически и циклически изменяющихся температурах и нагрузках. Группа работает в тесном контакте с научным направлением профессора О. К. Морачковского, заведующего кафедрой теоретической механики инженерно-физического факультета.

В дипломных магистерских работах, а впоследствии и в кандидатских диссертациях, выполненных под руководством Д. В. Бреславского, были продолжены исследования в созданном им совместно с О. К. Морачковским научном направлении, в области циклической ползучести материалов и конструкций. Д. В. Карабутом решались задачи ползучести тел вращения, изготовленных из материалов, проявляющих анизотропные свойства ползучести и накопления повреждаемости.

В кандидатской диссертации О. А. Татариновой предложены новые уравнения состояния высокотемпературной ползучести и разрушения материалов при совместном действии статических и циклических нагрузок. Рассмотрены случаи совместного действия относительно медленно меняющихся нагрузок, отвечающих циклам функционирования двигателей ракетно-космической техники – включению, выходу на режим, форсажу и выключению, и быстрых, связанных с вибрацией. На базе метода конечных элементов (МКЭ) создан метод расчета, алгоритмическое и программное обеспечение для расчетов ползучести и повреждаемости тонкостенных оболочечных конструкций. Решены задачи ползучести камер сгорания газотурбинных и жидкостных реактивных двигателей.

Ю. Н. Корытко в своей диссертационной работе использовала асимптотические методы и осреднение на периоде температурных циклов для получения определяющих уравнений, отражающих влияние циклических нагревов и охлаждений на ползучесть и длительную прочность материалов. В работе на базе МКЭ разра-

ботан метод расчета элементов конструкций, расчетные схемы которых отвечают двумерным задачам теории ползучести. Решены практические задачи ползучести и разрушения труб теплообменников, лопаток ГТД, длительной прочности выгородки активной зоны ядерного реактора ВВЭР-1000 при радиационной ползучести ее материала. В последнее время созданные Д. В. Бреславским и Ю. Н. Корытко методы и программы расчета развиваются аспирантом кафедры В. А. Метелевым (выпускник группы И-17Ам) для использования в них тензорных мер повреждаемости.

Второе направление исследований группы Д. В. Бреславского – это длительная прочность элементов конструкций при динамическом, ударном нагружении. В исследованиях, выполненных Н. В. Ширяевой в своей диссертационной работе, установлено влияние колебаний лопаток ГТД с большими амплитудами (нелинейных колебаний) на их длительную многоцикловую усталостную прочность.

А. В. Онищенко и И. В. Наумовым изучались задачи динамической прочности пластин при ударном нагружении. А. В. Онищенко с использованием метода, предложенного в работах В. Гольдсмита и А. П. Филиппова, получены уравнения, описывающие движение прямоугольной пластины, изготовленной из ортотропного материала, при ее ударном нагружении твердым телом. Использован численно-аналитический метод решения задачи, причем краевая задача решается аналитически, а начальная – численно. Полученное распределение напряженно-деформированного состояния используется для оценки уровня поврежденности в слоях пластины при повторных ударах.

И. В. Наумовым решена важная практическая задача оценивания ударной прочности компьютерных носителей информации – накопителей на жестких магнитных дисках (НЖМД). Рассмотрено устройство для предотвращения несанкционированного доступа к информации, записанной на жестких дисках, уничтожающее их с помощью одного или нескольких механических ударов. Спроекти-

рован и изготовлен экспериментальный комплекс для исследования поведения тонкостенных конструкций при ударном нагружении, проведен цикл опытов по ударному деформированию стальных и алюминиевых пластин. Создан расчетно-экспериментальный метод, позволяющий определить необходимое количество ударов для разрушения компьютерных дисков и НЖМД в сборе.

Специализация кафедры во многом определила тематику научных исследований группы, выполняемых по научным темам бюджетного финансирования. В 2007-2009 годах были выполнены работы по созданию математических моделей управляемого движения существенно упругих ИСЗ. Изменение массово-габаритных характеристик спутников, происходящее в последнее время, привело к тому, что использование расчетных схем твердого тела для ИСЗ оказалось неприемлемым. Учет дополнительного оборудования спутника привел к необходимости использования схемы жесткого ядра с упругими элементами. В исследованиях, выполненных младшим научным сотрудником кафедры О. С. Галасом, установлены характеристики нелинейных колебаний упругих элементов ИСЗ. Кроме того, в рамках работы по теме Д. В. Бреславским и О. А. Татариновой проведено исследование совместного влияния космической радиации во внешнем электронном поясе Земли и теплового поля, периодически изменяющегося вследствие вращения спутника, на длительную прочность элементов приборов.

В 2010-2012 годах в рамках работ по научной теме «Разработка методов обеспечения ресурса элементов конструкций и систем управления КЛА» созданные ранее в работах Д. В. Бреславского, О. К. Морачковского, О. А. Татариновой и Ю. Н. Корытко определяющие уравнения, описывающие ползучесть при циклическом изменении температур и напряжений, были адаптированы для использования в расчетах ответственных конструктивных элементов летательных аппаратов. Проведены расчеты прочности корпусов ЛА. С помощью методов расчета,

разработанных Д. В. Бреславским, А. В. Онищенко и И. В. Наумовым, выполнена расчетная оценка динамики и разрушения панелей летательных аппаратов при ударных нагрузках.

В ходе исследований, проводимых на кафедре с 90-х годов XX века В. Б. Успенским, определилась тема его диссертационной работы «Высокоточная система ориентации и стабилизации маневренного космического аппарата». Являясь продолжателем научной школы, созданной замечательным ученым, много лет проработавшим на кафедре, Юрием Афанасьевичем Фроловым, после успешной десятилетней работы в 2002 году В. Б. Успенский поступает в докторантуру кафедры СПУ. Научным консультантом был назначен профессор Е. Г. Голоскоков. К этому же времени относится формирование научной группы В. Б. Успенского. Он продолжает руководство аспирантами. В 2000-2003 годах на кафедре выполняет исследования по теме диссертационной работы аспирант из Китая Лю Хуэй. Под руководством В. Б. Успенского им созданы алгоритмические основы построения кинематических моделей сферического типа для управления переориентацией космического аппарата; проведено исследование режима оптимальной газореактивной разгрузки бортовой системы гиродинов; разработан эффективный алгоритм управления гиродинами, входящих в избыточную систему управления ориентацией и стабилизации космического аппарата. Впервые в мировой практике доцентом Успенским и аспирантом Лю Хуэем была сформулирована и решена задача оптимальной по расходу рабочего тела газореактивной разгрузки силового гироскопического комплекса системы управления ориентацией КЛА. Позже, совместно с сотрудниками «ХАРТРОН», были разработаны и запатентованы способ и система оптимальной разгрузки. Указанные изобретения позволяют в конечном итоге уменьшить запасы рабочего тела на борту или увеличить срок активного существования спутника.

Параллельно с исследованиями в области теории управления движением летательных аппаратов, В. Б. Успенский в этот период начинает работы в совершенно новой для него области – инерциальной и инерциально-спутниковой навигации. Работы ведутся совместно с научным сотрудником кафедры К. Ю. Счастливцем и сотрудниками кафедры квантовой электроники Московского физико-технического института (г. Долгопрудный, Российская Федерация). Профессором Успенским за несколько лет созданы методологические основы и алгоритмы комплексирования инерциальной и спутниковой информации в реальных условиях эксплуатации навигационных систем, разработаны методы калибровки инерциальных модулей как по прямым измерениям, так и с использованием алгоритма инерциального счисления. Совместно с аспирантами И. А. Багмутом, Н. Е. Хацько и А. Д. Асютиным при поддержке коллег из МФТИ им разработаны прикладные алгоритмы для обеспечения наземной подготовки и функционирования интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем. Совместно с соискателем М. В. Некрасовой разрабатываются методологические основы проектирования и использования акселерометрических измерительных модулей.

В 2002 году в аспирантуру кафедры принят выпускник факультета автоматики и приборостроения И. А. Багмут. Под руководством В. Б. Успенского в его диссертации решена задача повышения точности работы интегрированной навигационной системы авиационного назначения на основе идентификации и алгоритмической компенсации инструментальных погрешностей инерциальных измерителей. Проведено исследование условий успешной применимости такого подхода и выработаны рекомендации по практическому использованию.

Хацько Наталия Евгеньевна

Ассистент кафедры систем и процессов управления.

Кандидат технических наук по специальности «Системы и процессы управления» (2014).

Математик, специальность «Прикладная математика», механико-математический факультет ХНУ им. В. Н. Каразина (1988).

Инженер КБ «Электроприбор» (1988 - 1993); инженер-программист 1 категории, Научно-исследовательский институт радиотехнических измерений, г. Харьков (1993-2007).

Аспирант (2008-2011) кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор В. Б. Успенский.

Автор 14 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«численные методы», «технологии программирования», «методы проектирования программного обеспечения», «поиск и предварительная подготовка данных», «программирование в компьютерных сетях». Ведет практические и лабораторные занятия по курсам «программирование», «методы оптимизации», «методы многокритериальной и минимаксной оптимизации».*

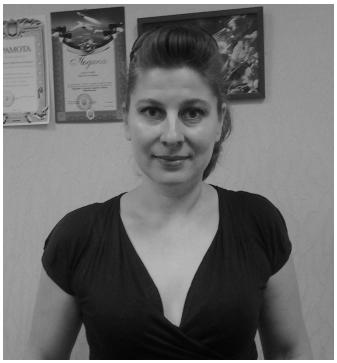
Научные интересы: *навигационные системы.*

В исследованиях Н. Е. Хацько, выполненных совместно с научным руководителем, рассмотрены вопросы калибровки микроакселерометров и волоконно-оптических гироскопов с использованием неаттестованного оборудования, а также влияние точности решения на борту навигационной задачи на эффективность системы автоматического управления движением в целом.

Исследования А. Д. Асютина посвящены вопросам комплексирования инерциальной и спутниковой информации при переменном составе внешних измерений. Получены значимые результаты в части эффективного алгоритма прогноза состояния рабочего созвездия навигационных спутников, создания практических средств по обеспечению робастности алгоритма комплексирования

спутниковой и инерциальной информации в условиях изменения состава внешних измерений.

Научная работа М. В. Некрасовой связана с разработкой алгоритмов использования избыточной информации от акселерометров, расположенных на объекте, для решения навигационных задач. Решены задачи определения структуры избыточной системы акселерометров, калибровки акселерометрического модуля с целью экспериментального определения фактических конструктивных параметров, получены модели ошибок, определены требования к измерителям и точности их установки. Разрабатывается алгоритми-



Некрасова Мария Владимировна

Доцент кафедры систем и процессов управления.

Награждена Грамотой ректора университета как лучший преподаватель факультета (2010).

Инженер– механик-исследователь по специальности «Динамика полета и управление», инженерно-физический факультет НТУ «ХПИ» (1996).

Аспирант (1998-2000), ассистент (2000-2005), старший преподаватель (2005-2012), доцент кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор В. Б. Успенский.

Автор 10 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«теория вероятностей», «математическая статистика», «случайные процессы», «теория информации и кодирование», «системы автоматического и автоматизированного контроля и управления».*

Научные интересы: *навигационные системы.*

ческое навигационное обеспечение для высокодинамичных объектов с использованием акселерометрических измерений.

Благодаря работам В. Б. Успенского и К. Ю. Счастливца было создано конкурентоспособное программно-математическое обеспечение лазерных инерциально-спутниковых навигационных систем,

разработаны эффективные методы калибровки лазерных и волоконно-оптических гироскопов путем использования компенсирующих моделей температурной и магнитной зависимости ошибок измерений. Научные результаты в этом направлении опубликованы в таких изданиях, как «Авиационно-космическая техника и технология», «Космическая техника. Ракетное вооружение: Научно-технический сборник. Юбилейный вып. «100 лет М.К. Янгелю», а также научных российских журналах «Гироскопия и навигация», «Успехи современной радиоэлектроники», «Труды МФТИ».

Асютин
Алексей Дмитриевич

Ассистент кафедры систем и процессов управления.

Магистр, инженер-математик-исследователь по специальности «Прикладная математика», инженерно-физический факультет НТУ «ХПИ» (2008).

Аспирант (2008-2011) кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель профессор В. Б. Успенский.

Автор 8 научных статей и материалов докладов, одного учебного пособия.

Читаемые курсы: *«теория программирования», «программирование и поддержка web-приложений».*

Научные интересы: *навигационные системы.*

Сотрудники кафедры с 2001 года регулярно участвуют с докладами в ежегодной международной научной конференции по интегрированным навигационным системам, проводимой в г. Санкт-Петербурге, в международной научно-технической конференции «Гиротехнологии, навигация, управления движением и конструирование авиационно-космической техники» в г. Киеве и других научных форумах.

Результаты научных исследований группы явились теоретической основой для разработок, выполненных в рамках исследо-

ваний по научной тематике бюджетного финансирования. При работе по теме «Создание математических моделей управляемого движения существенно упругих ИСЗ» в 2007-2009 годах было предложено новое решение задачи высокоточного управления ориентацией существенно упругого спутника. С помощью решения упрощенной задачи одноосного вращения жесткого ядра с присоединенным упругим элементом различными известными методами, а именно методами модального управления, оптимального по энергетическому функционалу управления, функций Ляпунова, обратных задач динамики и аналитического конструирования оптимального регулятора, сделан вывод о целесообразности использования модального управления по полному вектору состояния. Для получения оценок переменных, описывающих относительное движение упругих элементов, проанализирована их наблюдаемость по измерениям угловой скорости ядра в зависимости от параметров упругих элементов. Разработан наблюдающий алгоритм, позволяющий получить подобную оценку. На основе модального управления разработан алгоритм управления пространственной переориентацией ИСЗ. Путем математического моделирования показана его работоспособность и высокая эффективность с точки зрения терминальной точности. В работе исследована чувствительность эффективности управления к неопределенности параметров модели и определены направления дальнейшего усовершенствования управления в этих условиях. Часть заданий данного проекта была выполнена магистрантом А. В. Гудзенко (руководитель Успенский В.Б.) в рамках выпускной квалификационной работы.

Разработки, реализованные в исследованиях В. Б. Успенского и его учеников, позволили приступить к выполнению ответственных научно-технических работ. В 2010-2011 годах кафедра СПУ выполнила исследования по хозяйственному договору с НПП «ХАРТРОН-АРКОС» «Разработка и реализация методики калибровки и методики моделирования нестационарных тепловых

процессов для трехосного датчика угловой скорости на основе ВОГов (волоконно-оптических гироскопов)». В работе участвовали научные группы профессоров Д. В. Бреславского и В. Б. Успенского. Основные результаты, заключающиеся в создании и экспериментальной проверке компенсирующей модели температурной зависимости дрейфа ВОГ в рабочем температурном диапазоне прибора, разработке методики исследования влияния внешнего магнитного поля на погрешность измерений, разработке методики экспериментального определения направлений осей чувствительности четырех гироскопов были получены В. Б. Успенским и И. А. Багмутом. Кроме того, параллельно Д. В. Бреславским и научным сотрудником кафедры К. Ю. Счастливцем была сформулирована в конечноэлементной постановке задача нестационарной теплопроводности прибора, проведены расчеты, позволившие определить тепловые режимы прибора, использованные при моделировании в первой части работы.

В 2012 году В. Б. Успенский защищает диссертацию на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности «Системы и процессы управления» и параллельно с этим ведет подготовку к заключению большого хозяйственного договора с ОАО «ВНИИ «Сигнал» (Российская Федерация).

Договор был заключен на 2012-2013 годы, руководителем был назначен профессор Д. В. Бреславский. Работы также были связаны с разработкой математической модели температурного дрейфа

Счастливец Кирилл Юрьевич

Научный сотрудник кафедры систем и процессов управления.

Инженер-механик-исследователь по специальности «Динамика и прочность машин», инженерно-физический факультет «ХПИ» (1989).

Инженер, научный сотрудник кафедр прикладной математики (1989-1995), сопротивления материалов (1995-2008), систем и процессов управления.

Автор более 30 научных публикаций.

Научные интересы: *тепловые процессы и термоупругость конструктивных элементов авиа-космических приборов.*

блока гироскопов и модели, предназначенной для его компенсации. Аналогично предыдущей работе, выполненной по заказу НПП «ХАРТРОН-АРКОС», ее часть, связанная с разработкой модели, была дополнена расчетами температурных полей, проведенных К. Ю. Счастливцем.

Гудзенко Александр Валерьевич

Ассистент кафедры систем и процессов управления.

Магистр, инженер-математик-исследователь по специальности «Прикладная математика», инженерно-физический факультет НТУ «ХПИ» (2010). Стипендиат Стипендии Президента Украины (2008-2010).

Аспирант (2010-2013) кафедры систем и процессов управления. Научный руководитель доцент Ю. А. Кузнецов.

Автор 12 научных статей и материалов докладов.

Читаемые курсы: *«надежность, контроль и диагностика информационных систем», «программирование», «объектно-ориентированное программирование». Ведет практические занятия по курсу «теория управления».*

Научные интересы: *системы управления космическими аппаратами.*

Основные результаты по теме были получены В. Б. Успенским и А. Д. Асютиным. Также в работах по договору приняли участие Ю. А. Кузнецов, А. В. Гудзенко и О. А. Татаринова. В рамках этого проекта была разработана новая методика проведения температурных испытаний волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) с учетом эксплуатационных и технологических ограничений; были предложены и экспериментально проверены компенсирующие модели температурозависимого дрейфа ВОГ, предназначенные для использования в реальном масштабе времени; обоснованы и

реализованы новые критерии проверки эффективности компенсации ошибок измерений на основе алгоритма инерциального счисления; разработана в внедрена интерактивная программная поддержка расчета модельных параметров по экспериментальным данным, анализа эффективности их использования и протоколирования результатов. Результаты проекта внедрены в проектно-конструкторскую работу заказчика в полном объеме.

Основная научная деятельность доктора технических наук, профессора кафедры Ю. М. Андреева связана с созданным им в соавторстве с профессором О. К. Морачковским научным направлением, основанным на использовании достижений современной компьютерной алгебры при решении задач аналитической механики. Большой вклад в разработку теоретических основ работы был внесен в 70-80-е годах работами профессора кафедры теоретической механики Л. И. Штейнвольфа и доцента В. Н. Митина. Теоретические разработки были реализованы Ю. М. Андреевым совместно с сотрудниками кафедры теоретической механики в программном комплексе «КиДиМ» (Кинематика и динамика машин). Комплекс получил большую известность среди преподавателей теоретической механики украинских университетов, он используются на производстве для решения практических задач. После перехода на кафедру СПУ Ю. М. Андреев продолжил работы по расширению возможностей комплекса «КиДиМ» для решения задач динамики твердого тела, механики космического полета. Параллельно с этим совместно со студентами специальности «Информатика» проводятся работы по расширению вычислительных и сервисных возможностей пакета.

Продолжает работы в выбранном научном направлении кандидат технических наук, профессор Ю. А. Плаксий. За последние годы им в рамках задачи определения ориентации в бесплатформенных навигационных системах был разработан ряд интерполяционных алгоритмов определения кватернионов ориентации, ориентированных на первичную информацию о вращении твердого тела в виде квазикоординат, которые имеют повышенные точностные характеристики по сравнению с традиционными разностными

алгоритмами. Для целей детального исследования алгоритмов были предложены новые эталонные модели вращения твердого тела, представляющие собой совокупность аналитических решений динамических и кинематических уравнений для случаев, отличных от регулярной прецессии и конического вращения. Был разработан новый подход к построению эталонных моделей вращения на основе аппроксимаций реального движения с помощью аппарата квазимногочленов (многочленов от экспонент), позволяющий учесть в эталонной модели особенности реального вращения. Для существующих систем бесплатформенной ориентации совместно с сотрудниками ХАРТРОНа был предложен новый способ повышения точности определения ориентации алгоритмом низкого порядка на основе специальной организации вычислений. В результате выполненной работы в 2014 году был получен патент Украины на способ определения ориентации космического аппарата.

Кандидат физико-математических наук, доцент С. В. Ольшанский (работает на кафедре с 2010 года, в апреле 2011 года защитил диссертацию) ведет интенсивную научную работу в области решения научно-практических задач прикладной и теоретической механики, разработки новых подходов в баллистике, механике деформируемого тела и гидромеханике. Им аналитически решены задачи баллистики тела постоянной и переменной массы, гидромеханики зерновых смесей, математического моделирования движения зерна по наклонным и цилиндрическим решетам. За время научной деятельности опубликовано 9 монографий в соавторстве. В 2013 году научная работа доцента Ольшанского отмечена Премией Кабинета Министров Украины за особые достижения молодежи в развитии Украины в номинации «За научные достижения».

М. Н. Гризун после окончания аспирантуры продолжает совместную научную работу со своим научным руководителем, профессором С. В. Ершовым в области математического моделирования трехмерного течения газа на основе явных и итерационных неявных разностных схем. Исследования выполняются в рамках

Проекта TFAST (Transition Location Effect on Shock Wave Boundary Layer Interaction) Седьмой рамочной программы Европейского сообщества.

Современная научно-образовательная деятельность не мыслима без международных контактов, поэтому в последние годы кафедра уделяет внимание установлению связей между учеными кафедры и других университетов и научных институтов. После окончания аспирантуры и защиты диссертации аспирантом В. Б. Успенского Лю Хуэем были установлены контакты между 4й Академией Космической науки и промышленности (г. Пекин, Китайская Народная Республика), в которой он приступил к работе. С 2007 года несколько раз делегация ученых Академии посещала НТУ «ХПИ», во время визита учеными кафедры для них был прочитан цикл лекций.

Развиваются связи кафедры и с университетами Российской Федерации. Совместные работы проводятся В. Б. Успенским и К. Ю. Счастливцем с кафедрой квантовой электроники Московского физико-технического института. В 2011-2012 годах учеными кафедры СПУ и кафедры автоматизации, управления и мехатроники Саратовского государственного технического университета имени Ю. А. Гагарина была подготовлена и проведена международная научно-техническая конференция «Математическое моделирование в технике и технологиях», во время проведения конференции в октябре 2012 года был подписан Договор о содружестве между университетами.

Научной группой профессора Д. В. Бреславского установлены творческие связи с учеными Университета Мак Гилл (Монреаль, Канада), Университета Штата Мичиган (Урбана-Шампейн, США), Магдебургского университета имени Отто фон Герике (ФРГ), Польского института фундаментальных исследований (Варшава), Национального технического университета Греции (Афины) и других. В рамках научной кооперации проходят стажировки преподавателей, аспирантов и студентов в мировых научных центрах. Так, например, студенты группы И-27 Н. В. Ширяева и Е. А. Курилов прошли стажировки в университетах США и

Канады, студент группы И-26А А. А. Ионов – в университете RWTH (Аахен, ФРГ). Доцент кафедры Ю. Н. Корытко в 2012-2013 годах дважды была на стажировке в Магдебурге.

Совместно с учеными других кафедр инженерно-физического факультета, сотрудники и аспиранты кафедры Ю. Н. Корытко, И. В. Наумов, Н. В. Ширяева с 2004 года участвуют в организации англоязычных Международных конференций по нелинейной механике (Харьков 2004, 2007, 2010, Севастополь 2013), а профессор Д. В. Бреславский является заместителем председателя Оргкомитета и руководителем мини-симпозиума «Ползучесть и пластичность при циклическом нагружении». В 2013 Д. В. Бреславский принял участие в организации и был приглашен председателем двух мини-симпозиумов, проходящих в рамках международной конференции по нелинейной механике твердого деформированного тела (Университет Мак-Гилл, Монреаль, Канада).

В настоящее время (в 2013/2014 учебном году) коллектив кафедры систем и процессов управления включает шестнадцать преподавателей и двух научных сотрудников. После ухода на пенсию заведующего кафедрой профессора Е. Г. Голоскокова, кафедру в 2005 году возглавил Д. В. Бреславский. В связи с исполнением им обязанностей декана инженерно-физического факультета, ректором университета в 2006 году доцент Ю. А. Плаксий был назначен исполняющим обязанности заведующего кафедры, а Д. В. Бреславский продолжил свою работу заведующего на общественных началах.

Сегодня на кафедре работают три доктора наук (Ю. М. Андреев, Д. В. Бреславский и В. Б. Успенский) и одиннадцать кандидатов (И. А. Багмут, А. И. Белов, О. С. Галас, М. Н. Гризун, Ю. Н. Корытко, И. В. Наумов, С. В. Ольшанский, Ю. А. Плаксий, О. А. Татаринова, Н. Е. Хацько, Л. В. Шипулина). Ежегодно на кафедре обучается около ста пятидесяти студентов.

Рис. 9.8. Коллектив кафедры систем и процессов управления, июнь 2014 г.

Сформировавшееся содружество ученых и студентов кафедры систем и процессов управления, несмотря на трудности, переживаемые всем украинским высшим образованием в последние десятилетия, позволяет коллективу продолжать свою работу и строить планы на будущее.

ГЛАВА 10

ГИРОСИЛОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

10.1. Развитие проблематики гиросиловых систем управления ориентацией КЛА на кафедре

Сегодня, оглядываясь на прошедшие пять десятков лет специальности «Динамика полета и управление», можно утверждать, что проблемы управления движением космических летательных аппаратов всегда являлись «ядром конденсации» научной деятельности специалистов и ученых кафедры. Сам факт появления 50 лет назад на инженерно-физическом факультете специальности «Динамика полета и управление» неразрывно связан с задачами по созданию систем управления искусственных спутников Земли, стоявшими перед коллективом НПО «Электроприбор» - на тот момент основного потребителя и заказчика выпускников кафедры.

Глава посвящена одному из направлений научной школы кафедры, которое получило развитие в связи с исследованиями в области гиросиловых систем управления КЛА и разработкой математического обеспечения для них.

В конце 80-х, 90-х годах прошлого столетия по инициативе и при содействии головной организации КБЭ (позднее КБ «ХАРТРОН-ЭНКОС») сотрудники кафедры приняли участие в научно-исследовательском проекте, целью которого было создание гиросиловой системы управления ориентацией и стабилизации (СУОС) спутника дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Аркон» (рис. 10.1). В книге [1] в разделе, относящемся к событиям 1997 года, так сказано про эту систему, по-настоящему уникальную не только для того, но и для нынешнего времени: «Создана оригинальная СУ высокоманевренного космического аппарата, функционирующего на эллиптической орбите. При разработке этой СУ был решен ряд новых задач, в том числе: управление КЛА с помощью силового гироскопического комплекса (СГК); оптимизация управления для уменьшения колебательности упругих элементов конструкции КЛА при угловых маневрах; высокоточная стабилизация КЛА в процессе быстрых разворотов; режим тестирования динамической схемы…».

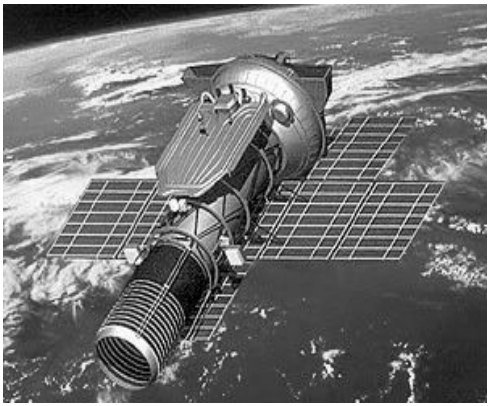


Рис. 10.1. Спутник ДЗЗ «Аркон» (по материалам журнала «Новости космонавтики»)

К тому моменту у сотрудников кафедры был уже немалый опыт решения задач в области определения и управления ориентацией КЛА. Тем не менее, с учетом конкретного приборного состава СУОС и выдвигаемых требований к системе, задачу управления вращением спутника ДЗЗ отличали специфические особенности, не свойственные подобным задачам для других КЛА.

Во-первых, для задач переориентации спутника ДЗЗ характерным является приведение объекта в требуемое угловое положение

к определенному моменту времени с заданной ненулевой конечной угловой скоростью. При этом продолжительность маневра и конечные значения угловой скорости и ориентации должны быть строго согласованы между собой. Такое условие связано с тем, что этап переориентации, в соответствии с полетным заданием, сменяется этапом съемки, в процессе которой аппарат совершает заданные относительно земной поверхности угловые эволюции. Назначение таких эволюций – обеспечить высокоточное наведение аппаратуры на объект съемки с учетом орбитального движения спутника. Незначительные, на первый взгляд, отличия в задании конечных условий переориентации делали невозможным применение используемых тогда стратегий экстенсивного разворота КЛА или последовательности трех поворотов.

Во-вторых, в течение практически всего срока активного существования спутника ДЗЗ СУОС должна обеспечивать чередующиеся режимы переориентации (наведение на новый объект съемки), совершаемой со сравнительно большой угловой скоростью, и сравнительно медленного прецизионного программного вращения (сеанс съемки). Выполнение такой программы полета требует от СУОС постоянного контроля и поддержания достаточного уровня эффективности системы исполнительных органов.

В-третьих, в качестве основных исполнительных органов СУОС в проекте использовалась избыточная система силовых гироскопов, так называемый силовой гироскопический комплекс (СГК), как единственных устройств, способных максимально обеспечить выполнение перечисленных выше требований.

Следует подчеркнуть, что силовые гироскопы, как элементы СУОС, являются самыми эффективными среди прочих типов исполнительных устройств (газореактивных двигателей, инерционных маховиков, магнитоприводов), но и самыми сложными в части алгоритмов управления. Сложность их использования, в первую очередь, обусловлена тем, что эффективность СГК с точки зрения возможности создания управляющего момента является существен-

но нестационарной в течение каждого маневра переориентации. Она зависит от текущего взаимного углового расположения роторов гиродинов, каждый из которых в ходе маневра поворачивается относительно корпуса КЛА со скоростью до 10°/с. При этом эффективность СГК может быстро меняться от максимальной до нулевой и наоборот. В связи с этим для рационального и долговременного использования СГК необходимо, наряду с собственно задачей переориентации КЛА, решать также и задачу управления внутренним состоянием гиросистемы. Возможность решения второй задачи обусловлена избыточностью системы по числу гиродинов. Кроме того, поскольку взаимодействие СГК с корпусом КЛА носит внутренний характер, возникает также необходимость в периодической «разгрузке» СГК с помощью внешнего газореактивного либо магнитного управляемого момента, реализуемой время от времени в виде отдельного полетного режима.

Таким образом, специфичность требований к краевым условиям переориентации спутника ДЗЗ; высокие требования к точности их реализации; особенности гиросилового управления и возникающих сопутствующих задач послужили для ученых и специалистов кафедры мотивацией для развития новых подходов к решению задач управляемого вращения КЛА.

Новизна подходов, прежде всего, состояла в следующем:

- специально с учетом краевых условий переориентации была разработана и теоретически и алгоритмически обоснована новая кинематика управляемого вращения твердого тела, которая аналитически точно обеспечивает выполнение любых краевых условий переориентации, в том числе для угловых ускорений;

- проработана возможность использования таких кинематических программ в задачах терминального и финитного управления, задачах квазиоптимальной по быстродействию переориентации, с учетом дополнительных геометрических и динамических ограничений на программную траекторию;

- на основе введенных кинематических моделей сгенерированы нетрадиционные угловые параметры, для которых в универсальном виде получены кинематические уравнения.

Кроме того, в области создания и использования гиросиловых систем были получены следующие результаты:

- разработана методика проектирования конфигурации избыточного СГК, учитывающая целевое назначение и инерционные характеристики КЛА;

- разработан метод управления СГК «по вектору потребного кинетического момента», являющийся альтернативным методу управления СГК «по вектору потребного динамического момента», и выявлены его преимущества для дискретных систем управления;

- разработан универсальный метод управления СГК любой конфигурации и состава, в основу которого положены критерии реализуемости требуемого управляющего воздействия («если существует хотя бы одно допустимое решение, оно будет найдено; если допустимых решений множество – будет найдено то, которому соответствуют минимальные затраты управляющего ресурса») и возврата СГК в исходное состояние по окончании маневра;

- разработана методика разгрузки СГК, оптимальная по затратам рабочего тела системой газореактивных двигателей.

Перечисленные результаты, дополненные также решением частных задач, таких, как уточнение моментов инерции КЛА в полете, учет упругих свойств КЛА при построении программного управления, идентификация параметров упругих элементов и др., способствуют достижению высокой точности гиросиловых СУОС. При этом повышается эффективность их использования, что позволяет увеличить интенсивность выполнения полетного задания и сэкономить ресурсы системы управления.

Говоря о наукометрических показателях деятельности, отметим, что результаты работы сотрудников кафедры по данной тематике отражены более, чем в 50 научных статьях, одной монографии, двух патентах Украины. Были защищены три

кандидатские диссертации (Ю. А. Плаксий, О. В. Соляник, Лю Хуэй) и одна докторская диссертация (В. Б. Успенский). Результаты исследований внедрены в НИОКР КБ «ХАРТРОН-ЭНКОС», НПП «ХАРТРОН-АРКОС».

Представим некоторые результаты исследований по существу, в частности, по неклассическому кинематическому описанию управляемого вращения, разработанному для программной высокоточной переориентации упругого КЛА.

10.2. Кватернионные кинематические модели вращения

Впервые кинематические модели кватернионного типа, предназначенные для управления ориентацией твердого тела, были предложены замечательным ученым, основателем данного научного направления на кафедре Ю. А. Фроловым в работе [2], выполненной в соавторстве с Л. В. Шипулиной. В последующих работах по этой тематике отражено развитие моделей, изучение возможности их применения в задачах управления. Наиболее полно и системно результаты по данному направлению, включая задачи проектирования и использования СГК, отражены в [3].

Опираясь на [3], опишем разработанную теорию кинематических кватернионных моделей по сути.

Рассмотрим известное кинематическое уравнение вращения твердого тела (ТТ) в кватернионной форме:

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2}\Lambda \circ \overline{\omega}\,, \qquad (10.1)$$

где $\overline{\omega} = o + \omega_1 \bar{i} + \omega_2 \bar{j} + \omega_3 \bar{k}$ - кватернион абсолютной угловой скорости в проекциях на оси связанной системы координат; Λ - нормированный собственный кватернион, соответствующий преобразованию инерциального базиса в связанный.

Из (10.1) следует, что на конечном интервале времени ориентация ТТ для любого $t \in [0, T]$ однозначно определяется начальным значением кватерниона $\Lambda(0) = \Lambda_0$ и вектор-функцией угловой ско-

рости $\overline{\omega}(\tau)$, $\tau \in [0, t]$. Получаемую при этом из уравнения (10.1) зависимость $\Lambda(t)$ назовем реализуемой ориентацией ТТ.

Реализуемой ориентации ТТ сопоставим нормированный кватернион $\Lambda^*(t)$, в дальнейшем называемый модельным, компоненты которого определенным образом задаются в форме дифференцируемых функций времени.

С учетом дифференцируемости кватерниона $\Lambda^*(t)$ определим кватернион

$$\overline{\omega}^*(t) = 2\tilde{\Lambda}^*(t) \circ \dot{\Lambda}^*(t), \qquad (10.2)$$

где $\tilde{\Lambda}^*$ - кватернион, сопряженный к модельному. Здесь и в дальнейшем символ «~» над кватернионом означает сопряжение.

Нетрудно показать, что достаточным условием совпадения реализуемого и модельного кватернионов является равенство их начальных значений и выполнение для каждого момента времени условия $\overline{\omega}(t) = \overline{\omega}^*(t)$. Тем самым обосновывается целесообразность использования модельного вращения для реализации управляемой переориентации ТТ.

Вектор-функцию $\overline{\omega}^*(t)$, определяемую из (10.2), будем называть модельной угловой скоростью вращения ТТ, а конкретный способ определения модельного кватерниона $\Lambda^*(t)$, как функции времени, и соответствующую ему модельную угловую скорость $\overline{\omega}^*(t)$ – кинематической моделью вращения ТТ.

С целью использования в дальнейшем кинематических моделей для решения задач управления вращением, выдвинем следующие требования к ним:

1) структура модельного кватерниона $\Lambda^*(t)$ должна обеспечивать его нормированность для любого момента времени *t*;

2) компоненты модельного кватерниона должны быть дифференцируемыми функциями времени, чтобы обеспечить определение модельной угловой скорости;

3) кинематическая модель $\Lambda^*(t), \overline{\omega}^*(t)$ должна быть согласована с краевыми условиями задачи управления.

С учетом требований вводится кинематическая модель вращения в виде произведения M ($M \geq 1$) **переменных** нормированных кватернионов специальной структуры:

$$\Lambda^*(t) = \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \ldots \circ \Lambda_M(t), \tag{10.3}$$

где кватернион $\Lambda_m(t) = \cos\frac{\varphi_m(t)}{2} + \sin\frac{\varphi_m(t)}{2} \cdot \overline{b}_m$, $m = \overline{1, M}$, содержит $\varphi_m(t)$ - некоторую функцию времени, в дальнейшем называемую *опорной функцией* (ОФ); $\overline{b}_m = col(b_{m1}, b_{m2}, b_{m3})$ - неизвестный постоянный вектор единичной длины, представляемый в виде разложения по осям естественного базиса $\{\overline{i}, \overline{j}, \overline{k}\}$, как $\overline{b}_m = b_{m1} \cdot \overline{i} + b_{m2} \cdot \overline{j} + b_{m3} \cdot \overline{k}$. Параметр *M* будем называть *порядком модели*.

С учетом (10.2) для модельной угловой скорости, соответствующей кватерниону (10.3), после некоторых упрощений имеем:

$$\begin{gathered}\overline{\omega}^*(t) = \dot{\varphi}_1(t) \cdot \widetilde{\Lambda}_M(t) \circ \ldots \circ \widetilde{\Lambda}_2(t) \circ \overline{b}_1 \circ \Lambda_2(t) \circ \ldots \\ \ldots \circ \Lambda_M(t) + \ldots + \dot{\varphi}_M(t) \cdot \overline{b}_M\end{gathered} \tag{10.4}$$

Сравним введенную модель вращения с известными соотношениями кинематики вращения ТТ и укажем ее специфичность.

Выражение (10.3) структурно напоминает известную формулу сложения *M* конечных поворотов, однако таковой не является.

Действительно, для каждого фиксированного момента времени t_ϕ кватернион $\Lambda^*(t_\phi)$, согласно выражению (10.3), можно интерпретировать, как результат сложения *M* поворотов, реализо-

ванных во времени **раздельно и последовательно**. При этом первый поворот исходного базиса осуществлен вокруг связанной с ТТ оси $\bar{b}_1$ на угол $\varphi_1(t_\phi)$, второй – вокруг преобразованной первым поворотом оси $\bar{b}_2$ на угол $\varphi_2(t_\phi)$ и т.д. В этих условиях кватернионы $\Lambda_1(t_\phi)$, $\Lambda_2(t_\phi),\ldots,\Lambda_M(t_\phi)$ являются *собственными*, а выражение (10.3) – *формулой сложения поворотов*, записанной для *собственных кватернионов*. Таким образом, формула сложения поворотов в ее традиционном понимании оперирует с уже совершенными поворотами и не характеризует вращение ТТ, как временной (динамический) процесс.

Вместе с тем, полагая кватернионы $\Lambda_m(t)$ независимыми функциями времени, выражение (10.3) приобретает смысл динамической модели текущей ориентации ТТ, реализуемой посредством вращения с угловой скоростью (10.4). При этом $\dot{\varphi}_m(t)$ в (10.4) могут зависеть от t не единственно возможным образом, поэтому при каждом способе задания $\dot{\varphi}_m(t)$ будет реализовываться своя траектория вращения.

Для согласования кинематической модели $\Lambda^*(t), \bar{\omega}^*(t)$ с краевыми условиями задачи переориентации необходимо обеспечить выполнение равенств:

$$\Lambda^*(0) = \Lambda^*(\bar{b}_1,\ldots,\bar{b}_M,\varphi_{10},\ldots,\varphi_{M0}) = \Lambda_0,$$
$$\Lambda^*(T) = \Lambda^*(\bar{b}_1,\ldots,\bar{b}_M,\varphi_{1T},\ldots,\varphi_{MT}) = 1+\bar{0},$$
$$\bar{\omega}^*(0) = \bar{\omega}^*(\bar{b}_1,\ldots,\bar{b}_M,\varphi_{10},\ldots,\varphi_{M0},\dot{\varphi}_{10},\ldots,\dot{\varphi}_{M0}) = \bar{\omega}_0$$
$$\bar{\omega}^*(T) = \bar{\omega}^*(\bar{b}_1,\ldots,\bar{b}_M,\varphi_{1T},\ldots,\varphi_{MT},\dot{\varphi}_{1T},\ldots,\dot{\varphi}_{MT}) = \bar{\omega}_T, \quad (10.5)$$

в которых правые части соответствуют заданным краевым условиям задачи переориентации (не нарушая общности считаем, что $\Lambda_T = 1+\bar{0}$):

$$\Lambda(0) = \Lambda_0,\ \bar{\omega}(0) = \bar{\omega}_0;\ \Lambda(T) = \Lambda_T,\ \bar{\omega}(T) = \bar{\omega}_T,$$

а левые содержат неизвестные $\bar{b}_m, \varphi_{m0}, \varphi_{mT}, \dot{\varphi}_{m0}, \dot{\varphi}_{mT}$ $(m = \overline{1, M})$ - являющиеся, по сути, параметрами введенной кинематической модели. Выбор этих неизвестных следует осуществлять из условия выполнения уравнений (10.5).

Нетрудно подсчитать, что, с учетом единичности векторов $\bar{b}_m$, количество независимых параметров модели составляет $6 \cdot M$. Таким образом, сопоставляя количество уравнений с количеством неизвестных параметров модели, можно предположить достаточность модели второго порядка (M=2) для согласования с краевыми условиями задачи управления и параметрическую избыточность моделей более высокого порядка (M>2). Данные предположения подтверждаются результатами дальнейшего анализа.

Так, для модели второго порядка (M=2), названной конической и имеющей вид:

$$\Lambda^*(t) = \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t),$$
$$\bar{\omega}^*(t) = \dot{\varphi}_1(t) \cdot [\cos\ \varphi_2(t) \cdot \bar{b}_1 + \sin \varphi_2(t) \cdot (\bar{b}_1 \times \bar{b}_2) + (1 - \cos \varphi_2(t))(\bar{b}_1, \bar{b}_2)\bar{b}_2] + \dot{\varphi}_2(t) \cdot \bar{b}_2,$$

установлено, что:

- для любой задачи переориентации ТТ возможно построить коническую модель вращения, согласованную с краевыми условиями как по ориентации, так и по угловой скорости;

- для каждого набора исходных данных задачи переориентации существует однопараметрическое семейство согласованных конических моделей. Выбор свободного параметра можно подчинить некоторому практически важному критерию;

- полученное решение обладает полнотой, т.е. не существует конических моделей, согласованных с краевыми условиями задачи переориентации и не принадлежащих данному семейству.

Наличие одного свободного параметра в семействе конических моделей вращения позволяет говорить об их минимальной избы-

точности. Вместе с тем при решении практических задач управления вращением КЛА часто возникает необходимость учета дополнительных требований. Это касается, например, учета краевых условий по угловому ускорению КЛА, геометрических ограничений на траекторию переориентации, ограничений на максимально допустимое угловое ускорение в процессе переориентации и т.д. В этих условиях минимальной избыточности конических моделей оказывается недостаточно, поэтому практический интерес могут представлять модели более высоких порядков, для которых степень избыточности параметров существенно выше.

Рассмотрим кватернионную модель третьего порядка. С учетом (10.4) в общем случае ее можно представить в виде

$$\begin{aligned}\Lambda^*(t) = (c_1 + s_1\bar{b}_1)\circ(c_2 + s_2\bar{b}_2)\circ(c_3 + s_3\bar{b}_3) = c_1c_2c_3 - \\ - s_1s_2s_3(\bar{b}_1,\bar{b}_2) - c_1s_2s_3(\bar{b}_2,\bar{b}_3) - s_1c_2s_3(\bar{b}_1,\bar{b}_3) - \\ - s_1s_2s_3(\bar{b}_1\times\bar{b}_2,\bar{b}_3) + [s_1c_2c_3 - s_1s_2s_3(\bar{b}_2,\bar{b}_3)]\cdot\bar{b}_1 + \\ + [c_1s_2c_3 + s_1s_2s_3(\bar{b}_1,\bar{b}_3)]\cdot\bar{b}_2 + \\ + [c_1c_2s_3 - s_1s_2s_3(\bar{b}_1,\bar{b}_2)]\cdot\bar{b}_3 + \\ + s_1s_2c_3(\bar{b}_1\times\bar{b}_2) + c_1s_2s_3(\bar{b}_2\times\bar{b}_3) + \\ + s_1c_2s_3(\bar{b}_1\times\bar{b}_3),\end{aligned} \tag{10.6}$$

$$\begin{aligned}\bar{\omega}^*(t) = \dot{\varphi}_1\{[\cos\varphi_3\cos\varphi_2 - \sin\varphi_3\sin\varphi_2(\bar{b}_2,\bar{b}_3)]\cdot\bar{b}_1 + \\ + [2\cos\varphi_3\, s_2^2(\bar{b}_1,\bar{b}_2) + \sin\varphi_3\sin\varphi_2(\bar{b}_1,\bar{b}_3)]\cdot\bar{b}_2 + \\ + s_3^2[2\cos\varphi_2(\bar{b}_1,\bar{b}_3) + 4s_2^2(\bar{b}_1,\bar{b}_2)(\bar{b}_2,\bar{b}_3) + \\ + \sin\varphi_2((\bar{b}_1\times\bar{b}_2),\bar{b}_3)]\cdot\bar{b}_3 + c_3^2\sin\varphi_2(\bar{b}_1\times\bar{b}_2) + \\ + [\sin\varphi_3\cos\varphi_2 - s_3^2\sin\varphi_2(\bar{b}_2,\bar{b}_3)]\cdot(\bar{b}_1\times\bar{b}_3) + \\ + [2\sin\varphi_3\, s_2^2(\bar{b}_1,\bar{b}_2) + s_3^2\sin\varphi_2(\bar{b}_1,\bar{b}_3)]\cdot(\bar{b}_2\times\bar{b}_3)\} + \\ + \dot{\varphi}_2\cdot\{\cos\varphi_3\cdot\bar{b}_2 + \sin\varphi_3\cdot(\bar{b}_2\times\bar{b}_3) + \\ + (1-\cos\varphi_3)(\bar{b}_2,\bar{b}_3)\cdot\bar{b}_3\} + \dot{\varphi}_3\cdot\bar{b}_3.\end{aligned} \tag{10.7}$$

Здесь $\varphi_m, \dot{\varphi}_m$ - некоторые функции времени, $\bar{b}_m$ $(m = \overline{1,3})$ – постоянные в связанных с ТТ осях единичные векторы. Для сокращения записи здесь и далее используются обозначения $c_m = \cos\frac{\varphi_m}{2}$ и $s_m = \sin\frac{\varphi_m}{2}$.

Такие модели будем называть *сферическими*, поскольку в частном случае при взаимно ортогональных векторах $\bar{b}_m$ и $\dot{\varphi}_m = const$ конец вектора угловой скорости $\bar{\omega}^*(t)$ совершает движение по сфере неизменного радиуса.

Заметим, что модели первого и второго порядка могут быть получены, как частные случаи сферической модели. Действительно, для приведения сферической модели к модели плоского вращения достаточно принять $\bar{b}_1 = \bar{b}_2 = \bar{b}_3$. Коническая модель воспроизводится сферической, если в последней положить $\bar{b}_1 = \bar{b}_2$, либо $\bar{b}_2 = \bar{b}_3$. Отметим, что при $\bar{b}_1 = \bar{b}_3$ вырождения сферической модели в модель более низкого порядка не происходит.

Итак, сферическая модель имеет 18 параметров, что более, чем достаточно для ее согласования с краевыми условиями по ориентации и угловой скорости. Благодаря такой избыточности система уравнений (10.5) может быть разрешена относительно параметров не единственным образом. Пользуясь этим, введем условие взаимной ортогональности базисных векторов $\bar{b}_1$, $\bar{b}_2$, $\bar{b}_3 = \bar{b}_1 \times \bar{b}_2$. В этом случае сферические модели, построенные на ортогональном базисе $\{\bar{b}_m\}$, будем называть моделями *ортогонального* типа.

С учетом принятых предположений относительно базисных векторов, выражения (10.6), (10.7) упрощаются до вида:

$$\begin{aligned}
&\Lambda^*(t) = c_1c_2c_3 - s_1s_2s_3 + (s_1c_2c_3 + c_1s_2s_3)\cdot\bar{b}_1 + \\
&+ (c_1s_2c_3 - s_1c_2s_3)\cdot\bar{b}_2 + (c_1c_2s_3 + s_1s_2c_3)\cdot\bar{b}_3, \\
&\bar{\omega}^*(t) = \dot{\varphi}_1[\sin\varphi_2\bar{b}_3 + \cos\varphi_2(\cos\varphi_3\bar{b}_1 - \sin\varphi_3\bar{b}_2)] + \\
&\qquad + \dot{\varphi}_2(\cos\varphi_3\bar{b}_2 + \sin\varphi_3\bar{b}_1) + \dot{\varphi}_3\bar{b}_3.
\end{aligned} \tag{10.8}$$

Воспользовавшись теперь условиями согласования модели с краевыми условиями задачи переориентации (10.5), можно получить алгоритм вычисления параметров модели, обеспечивающих прохождение модельной траектории через заданные начальную и конечную точки [2]:

$$\varphi_{2\tau} = \arcsin\left[2(\sigma_{\tau 0}\sigma_{\tau 2} + \sigma_{\tau 1}\sigma_{\tau 3})\right] + 2\pi k_2 , \qquad (10.9)$$

либо

$$\varphi_{2\tau} = \pi - \arcsin\left[2(\sigma_{\tau 0}\sigma_{\tau 2} + \sigma_{\tau 1}\sigma_{\tau 3})\right] + 2\pi k_2 , \qquad (10.10)$$

здесь $k_2 = 0,\pm 1,\pm 2,..$; $\sigma_{\tau m} = (\overline{\lambda}_\tau, \overline{b}_m)$, $m = \overline{1,3}$ - вычисляемые коэффициенты разложения вектора $\overline{\lambda}_\tau$ по базису $\{\overline{b}_m\}$ и $\sigma_{\tau 0} = \lambda_{0\tau}$; индекс $\tau = 0, T$ означает соответствие начальному или конечному моменту времени.

Далее, если $\varphi_{2\tau} \neq \dfrac{\pi}{2}(2k_2 + 1)$, то

$$\varphi_{1\tau} = \begin{cases} \chi, & \textit{если } (\sigma_{\tau 0}^2 + \sigma_{\tau 3}^2 - \sigma_{\tau 1}^2 - \sigma_{\tau 2}^2)\cdot \cos\varphi_{2\tau} \geq 0 \\ \pi - \chi, & \textit{в противном случае} \end{cases}, \qquad (10.11)$$

$$\varphi_{3\tau} = \begin{cases} \delta, & \textit{если } (\sigma_{\tau 0}^2 + \sigma_{\tau 1}^2 - \sigma_{\tau 2}^2 - \sigma_{\tau 3}^2)\cdot \cos\varphi_{2\tau} \geq 0 \\ \pi - \delta, & \textit{в противном случае} \end{cases}, \qquad (10.12)$$

где $\chi = \arcsin\dfrac{2(\sigma_{\tau 0}\sigma_{\tau 1} - \sigma_{\tau 2}\sigma_{\tau 3})}{\cos\varphi_{2\tau}} + 2\pi k_1$,

$\delta = \arcsin\dfrac{2(\sigma_{\tau 0}\sigma_{\tau 3} - \sigma_{\tau 1}\sigma_{\tau 2})}{\cos\varphi_{2\tau}} + 2\pi k_3$, $k_1 = 0,\pm 1,\pm 2,..$; $k_3 = 0,\pm 1,\pm 2,..$.

И наоборот, если $\varphi_{2\tau} = \dfrac{\pi}{2}(2k_2 + 1)$ (случай, соответствующий эффекту «складывания рамок карданова подвеса»), то выбор параметров $\varphi_{1\tau}, \varphi_{3\tau}$ следует подчинить условию

$$\varphi_{1\tau} + \varphi_{3\tau} = \begin{cases} 2 \cdot (\arcsin(\sqrt{2} \cdot \sigma_{\tau 1}) + 2\pi k), \textit{если } \sigma_{\tau 0} \geq 0 \\ 2 \cdot (\pi - \arcsin(\sqrt{2} \cdot \sigma_{\tau 1}) + 2\pi k), \textit{иначе} \end{cases}, \quad (10.13)$$

где $k = 0, \pm 1, \pm 2, \ldots$

Далее проведем согласование модельной скорости с краевыми условиями задачи переориентации. Соответствующие модельные параметры вычисляются согласно алгоритму:

$$\dot{\varphi}_{2\tau} = (\overline{\omega}_\tau, \cos\varphi_{3\tau}\overline{b}_2 + \sin\varphi_{3\tau}\overline{b}_1) \quad (10.14)$$

и при $\cos\varphi_{2\tau} \neq 0$ последовательно

$$\dot{\varphi}_{1\tau} = \frac{(\overline{\omega}_\tau, \cos\varphi_{3\tau}\overline{b}_1 - \sin\varphi_{3\tau}\overline{b}_2)}{\cos\varphi_{2\tau}}, \; \dot{\varphi}_{3\tau} = (\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_3) - \dot{\varphi}_{1\tau}\sin\varphi_{2\tau}.$$

Случай, когда $\cos\varphi_{2\tau} = 0$, является особым. Для нахождения параметров $\dot{\varphi}_{1\tau}, \dot{\varphi}_{3\tau}$ в особом случае воспользуемся неоднозначностью определения $\varphi_{1\tau}, \varphi_{3\tau}$, которая следует из (10.13).

Положив для определенности $\varphi_{2\tau} = \frac{\pi}{2}$, выражение (10.8) упрощается до вида

$$(\dot{\varphi}_{1\tau} + \dot{\varphi}_{3\tau})\overline{b}_3 + \dot{\varphi}_{2\tau}(\cos\varphi_{3\tau}\overline{b}_2 + \sin\varphi_{3\tau}\overline{b}_1) = \overline{\omega}_\tau, \quad (10.15)$$

откуда следует

$$(\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_1) = \dot{\varphi}_{2\tau}\sin\varphi_{3\tau}, (\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_2) = \dot{\varphi}_{2\tau}\cos\varphi_{3\tau}.$$

Отсюда получаем следующее правило определения $\varphi_{3\tau}$:

- если ненулевой вектор $\overline{\omega}_\tau$ одновременно не ортогонален векторам $\overline{b}_1$ и $\overline{b}_2$, то $\varphi_{3\tau} = arctg\frac{(\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_1)}{(\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_2)} + \pi k$, параметр $\varphi_{1\tau}$ определяется из (10.13), а $\dot{\varphi}_{2\tau}$, с учетом найденного $\varphi_{3\tau}$, из (10.14). В свою очередь для $\dot{\varphi}_{1\tau}, \dot{\varphi}_{3\tau}$ из (10.15) имеем уравнение связи

$$\dot{\varphi}_{1\tau} + \dot{\varphi}_{3\tau} = (\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_3),$$

в котором один из указанных параметров может приниматься произвольным;

- в случае, когда $(\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_1) = (\overline{\omega}_\tau, \overline{b}_2) = 0$, определение параметров модели реализуется по тем же формулам, за исключением параметра $\varphi_{3\tau}$, который может задаваться произвольно.

Таким образом, для сферической модели ортогонального типа получены соотношения, в общем случае определяющие ее параметры из условия согласования по ориентации и угловой скорости вращения ТТ.

Наряду со сферическими моделями ортогонального типа, рассмотрены также и модели *неортогонального* типа, когда они строятся на неортогональных базисных векторах $\overline{b}_m$.

Задавая, в частности, базисные векторы следующим образом:

$$\overline{b}_1 = (0,0,1),\ \overline{b}_2 = (1,0,0),\ \overline{b}_3 = \overline{b}_1,$$

в рамках методологии кватернионных моделей можно получить кинематические уравнения и формулы связи с параметрами Родрига-Гамильтона для классических углов Эйлера. Более того, анализ вращения с позиций согласованной модельной кинематики вращения позволил доопределить кинематические уравнения и для особого случая углов Эйлера.

Как показано в [3], известные кинематические уравнения для углов Эйлера:

$$\dot{\varphi}_1 = \frac{1}{\sin\varphi_2}(\omega_1 \sin\varphi_3 + \omega_2 \cos\varphi_3),\ \dot{\varphi}_2 = \omega_1 \cos\varphi_3 - \omega_2 \sin\varphi_3,$$

$$\dot{\varphi}_3 = \omega_3 - ctg\varphi_2(\omega_1 \sin\varphi_3 + \omega_2 \cos\varphi_3),$$

имеющие особенность при $\sin\varphi_2 = 0$, доопределяются для этого случая при произвольном $\dot{\varphi}_1$ уравнениями

$$\dot{\varphi}_2 = \begin{cases} 0, & \textit{если } \omega_1 = \omega_2 = 0 \\ \dfrac{\omega_1}{\cos\varphi_3}, & \textit{в противном случае} \end{cases},$$

$$\dot{\varphi}_3 = \omega_3 - \dot{\varphi}_1 \cos\varphi_2 ,$$

в которых $\varphi_3 = -arctg\dfrac{\omega_2}{\omega_1} + \pi \cdot k$, если одновременно не равны нулю ω_1 и ω_2, и φ_3 - любое при $\omega_1 = \omega_2 = 0$.

В заключение следует упомянуть еще об одном результате исследований – о введении в рамках сферических моделей ортогонального типа неклассических угловых кинематических параметрах $\varphi_m, m = \overline{1,3}$, названных *обобщенными*. Кинематические уравнения для этих параметров получаются путем обращения векторного выражения (10.8) относительно $\dot{\varphi}_m$, $m = \overline{1,3}$, а выражения (10.9)-(10.12) являются для них формулами связи с параметрами Родрига-Гамильтона. Отличие обобщенных угловых параметров от классических в том, что базисные векторы, вокруг которых осуществляются повороты ТТ на соответствующие углы, могут принимать в ТТ произвольное положение, в отличие, скажем, от углов Крылова или углов Эйлера. В некоторых случаях сказанное справедливо и для моделей неортогонального типа.

Полученные выше алгоритмические решения, по сути, устанавливают соответствие между краевыми условиями вращения ТТ $\{\Lambda_0, \overline{\omega}_0, \Lambda_T, \overline{\omega}_T\}$ и параметрами кватернионных моделей, такое, что каждому набору значений параметров единственным образом соответствует ориентация и угловая скорость ТТ.

Напомним, что к параметрам введенной модели относятся базисные векторы $\overline{b}_m$, а также краевые условия для опорных функций $\varphi_{m\tau}$ и их производных $\dot{\varphi}_{m\tau}$ ($m = \overline{1,M}$; $\tau = 0,T$), здесь M –

порядок модели, равный 2 и 3 соответственно для конической и сферической модели.

Таким образом, задача переориентации ТТ из состояния, характеризуемого угловой скоростью $\overline{\omega}_0$ и ориентацией Λ_0, в состояние $\{\overline{\omega}_T, \Lambda_T\}$ с помощью формализма кинематических моделей преобразуется в задачу перевода за время T ($2M$)-мерной точки $\{\varphi_m, \dot{\varphi}_m, m = \overline{1, M}\}$ из начального состояния $\{\varphi_{m0}, \dot{\varphi}_{m0}\}$ в требуемое конечное $\{\varphi_{mT}, \dot{\varphi}_{mT}\}$.

С другой стороны, соотношения (10.3), (10.4) связывают опорные функции $\varphi_m(t)$ и их производные $\dot{\varphi}_m(t)$ с вектором угловой скорости и кватернионом ориентации, соответствующим модельному вращению. В этих условиях задачу переориентации возможно решить путем целенаправленного изменения во времени производных опорных функций $\dot{\varphi}_m(t)$, которое в соответствии с (10.4), (10.3) обеспечит эволюцию во времени вектора модельной угловой скорости $\overline{\omega}^*(\varphi_m(t), \dot{\varphi}_m(t))$ и модельного кватерниона $\Lambda^*(\varphi_m(t))$.

Рассмотрим различные способы задания опорных функций $\varphi_m(t)$, исходя из специфических условий задач управления вращением КЛА. На данном этапе задачу управления будем рассматривать в кинематической постановке, т.е. в качестве управляющей функции принимается всюду непрерывная угловая скорость вращения.

10.3.1. Опорные функции для решения задач терминального управления. Рассмотрим задачу терминального управления переориентацией ТТ, характеризуемую заданными краевыми условиями для угловой скорости и ориентации и фиксированным временем**.**

Будем считать, что из процедуры согласования кинематической модели вращения с краевыми условиями задачи пере-

ориентации получены терминальные значения ОФ и их производных $\{\varphi_{m0}, \dot{\varphi}_{m0}\}$, $\{\varphi_{mT}, \dot{\varphi}_{mT}\}$.

Воспользуемся тем, что опорные функции $\varphi_m(t)$ независимые, и для каждого $m = \overline{1, M}$ построим траекторию $\{\varphi_m(t), \dot{\varphi}_m(t)\}$ перехода из заданной начальной в заданную конечную точки за время T. Очевидно, таких траекторий существует бесконечно много. Действительно, любая параметризованная дифференцируемая функция времени $\varphi_m(t, \overline{P})$ с вектором параметров $\overline{P}$, количество и состав которых достаточен для ее согласования с краевыми условиями, в том числе и по производной, обеспечивает решение поставленной задачи. В этих условиях реализуем выбор опорных функций на основе вариационных принципов.

Будем искать опорную функцию $\varphi_m(t)$ из условия минимума функционала $\int_0^T \ddot{\varphi}_m^2(t)dt \to \min$ при краевых условиях

$$\varphi_m(0) = \varphi_{m0}, \quad \dot{\varphi}_m(0) = \dot{\varphi}_{m0}, \quad \varphi_m(T) = \varphi_{mT}, \quad \dot{\varphi}_m(T) = \dot{\varphi}_{mT}.$$

Решив уравнение Эйлера-Пуассона, для экстремали получим

$$\varphi_m(t) = a_{m3} \cdot t^3 + a_{m2} \cdot t^2 + a_{m1} \cdot t + a_{m0}, \qquad (10.16)$$

причем $a_{m0} = \varphi_{m0}, \quad a_{m1} = \dot{\varphi}_{m0},$

$$a_{m2} = \frac{1}{T^2}(3(\varphi_{mT} - \varphi_{m0}) - T \cdot (\dot{\varphi}_{mT} + 2\dot{\varphi}_{m0})),$$

$$a_{m3} = \frac{1}{T^3}(2(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}) + T \cdot (\dot{\varphi}_{m0} + \dot{\varphi}_{mT})). \qquad (10.17)$$

Таким образом, в качестве опорных функций при заданных краевых условиях можно использовать полиномы третьего порядка от текущего времени.

Для иллюстрации сказанного рассмотрим модельную угловую скорость переориентации ТТ, вычисленную в соответствии с (10.8) для некоторой сферической модели ортогонального типа.

Воспользовавшись для вычисления ОФ зависимостью (10.16), получим закон изменения проекций вектора модельной угловой скорости (рис. 10.2).

Практическое значение имеет также задача переориентации ТТ в **заданное угловое положение с произвольной конечной угловой скоростью**. В этом случае параметры модели $\dot{\varphi}_m(T)$, $m=\overline{1,M}$ являются неопределенными.

Применяя тот же вариационный принцип, получим опорные функции в виде полинома (10.16), для которого с учетом условий трансверсальности имеем:

$$a_{m0}=\varphi_{m0},\quad a_{m1}=\dot{\varphi}_{m0},$$

$$a_{m2}=\frac{3}{2T^2}(\varphi_{mT}-\varphi_{m0}-T\cdot\dot{\varphi}_{m0}),$$

$$a_{m3}=\frac{1}{2T^3}(\varphi_{m0}-\varphi_{mT}+T\cdot\dot{\varphi}_{m0}).$$

Если для некоторых m параметры $\dot{\varphi}_m(T)$ определены, а для некоторых – нет, то коэффициенты ОФ (10.16) вычисляются соответственно из (10.17) и из приведенных выше соотношений.

Следующий случай, когда для некоторого m оба параметра $\varphi_m(T)$ и $\dot{\varphi}_m(T)$ являются незаданными, имеет смысл для задачи **одноосной переориентации ТТ с произвольной по величине конечной угловой скоростью, направленной вдоль этой оси**. В этом случае на основании принятого вариационного принципа и с учетом условий трансверсальности фактический порядок полинома (10.16) снижается до первого, так как

$$a_{m0}=\varphi_{m0},\quad a_{m1}=\dot{\varphi}_{m0},\quad a_{m2}=0,\quad a_{m3}=0.$$

Случай, когда неопределенными являются параметры $\varphi_m(T)$, а параметры $\dot{\varphi}_m(T)$ - заданными, не рассматривается, так как в соответствии с алгоритмом определения параметров модели

вращения, в котором $\dot{\varphi}_m(T)$ определяются с учетом найденных $\varphi_m(T)$, не возможен.

Укажем на возможность определения ОФ также с учетом **заданных краевых значений производных второго порядка** $\ddot{\varphi}_{m0} = \ddot{\varphi}_m(0)$ и $\ddot{\varphi}_{mT} = \ddot{\varphi}_m(T)$. Это оказывается важным, в частности, для осуществления высокоточного управления переориентацией КЛА с присоединенными упругими элементами.

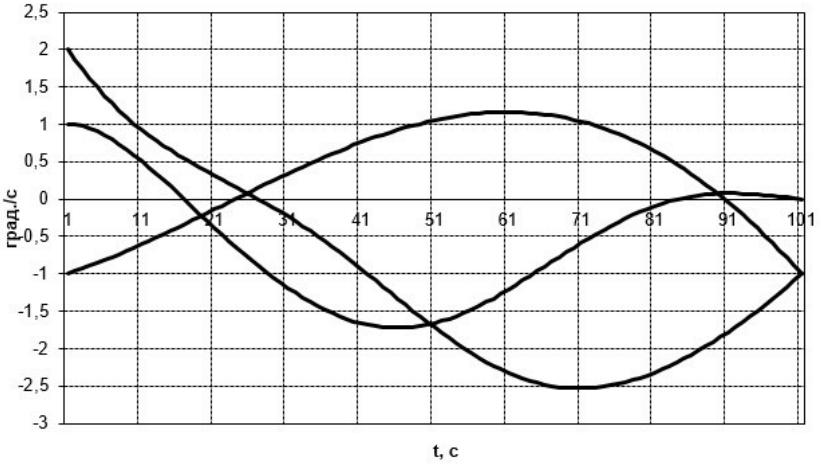


Рис. 10.2. Модельная угловая скорость в проекциях на связанные оси в задаче терминальной переориентации ТТ

Тот же вариационный принцип, который в данном случае состоит в минимизации функционала

$$\int_0^T \ddot{\varphi}_m^2(t)dt \to \min,$$

позволяет найти ОФ, как полином времени пятого порядка. Такую ОФ будем называть *модифицированной* и обозначать $\varphi_m^*(t)$.

Для удобства представим ее в виде

$$\varphi_m^*(t) = a_{m5}^* \cdot t^3 (t-T)^2 + a_{m4}^* \cdot t^2 (t-T)^2 + \varphi_m(t), \qquad (10.18)$$

в котором новые коэффициенты a_{m4}^*, a_{m5}^* позволяют учесть дополнительные условия $\ddot{\varphi}_m^*(0) = \ddot{\varphi}_{m0}$ и $\ddot{\varphi}_{mT}^*(T) = \ddot{\varphi}_{mT}$ и определяются из выражений

$$a_{m4}^* = \frac{\ddot{\varphi}_{m0} - 2 \cdot a_{m2}}{2T^2}, \; a_{m5}^* = \frac{\ddot{\varphi}_{mT} - 2 \cdot a_{m2} - (6 \cdot a_{m3} + 2 \cdot T \cdot a_{m4}^*) \cdot T}{2T^3}.$$

Удобство представления модифицированной ОФ в виде (10.18) объясняется тем, что сохраняется неизменным алгоритм определения коэффициентов $a_{mj}, j = \overline{0,3}$ для базовой ОФ, так как $\varphi_m^*(\tau) = \varphi_m(\tau)$ и $\dot{\varphi}_m^*(\tau) = \dot{\varphi}_m(\tau)$ при $\tau = 0, T$.

Использование модифицированных ОФ (10.18) вместо ОФ (10.16) приводит к изменению характера модельной угловой скорости переориентации. В частности, угловое ускорение в начале и конце интервала переориентации при использовании модифицированной ОФ существенно меньше. При этом внутри интервала переориентации максимальная величина угловой скорости оказывается несколько большей.

Таким образом, при решении задачи терминального управления ОФ в общем случае можно выбирать в виде полиномов текущего времени. Порядок полинома при этом связан с количеством терминальных условий, определенных для самой ОФ и ее производных.

10.3.2. Опорные функции для решения задач угловой стабилизации ТТ. Рассмотрим практически важную задачу стабилизации углового положения ТТ. Целью управления в этом случае является **приведение вектора состояния в окрестность заданной точки и его удержание в ней неопределенно длительное время**. Такая задача имеет смысл, если упомянутая точка является точкой

равновесия. В задаче управления вращением это означает, что стабилизируемое угловое положение ТТ должно быть состоянием покоя, что соответствует нулевой конечной угловой скорости. В соответствии с алгоритмом определения параметров сферической модели в этом случае $\dot{\varphi}_{mT} = 0, m = \overline{1,3}$.

Свяжем выбор ОФ с некоторым линейным дифференциальным уравнением, которое назовем *порождающим*. Порядок такого уравнения, очевидно, должен соответствовать количеству начальных условий, полученных для ОФ и ее производных. Коэффициенты уравнения выбираются из условия устойчивости решения. В основу такого выбора можно положить, например, принцип модального управления. В этих условиях порождающее уравнение для ОФ принимает вид:

$$\ddot{\varphi}_m(t) + k_{m1}\dot{\varphi}_m(t) + k_{m0}\varphi_m(t) = k_{m0}\varphi_{mT},$$

в котором коэффициенты $k_{m1} = -(s_{m1} + s_{m2})$ и $k_{m0} = s_{m1} \cdot s_{m2}$ вычисляются через s_{m1}, s_{m2} - задаваемые определенным образом корни характеристического уравнения.

При необходимости реализации апериодического переходного процесса для $\varphi_m(t)$ корни s_{m1}, s_{m2} задаются действительными и отрицательными. Для $s_{m1} \neq s_{m2}$ в этом случае ОФ имеет вид

$$\varphi_m(t) = a_{m1}e^{s_{m1}t} + a_{m2}e^{s_{m2}t} + \varphi_{mT}, \qquad (10.19)$$

где $a_{m1} = \dfrac{s_{m2}(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}) - \dot{\varphi}_{m0}}{s_{m2} - s_{m1}}$, $a_{m2} = \dfrac{s_{m1}(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}) - \dot{\varphi}_{m0}}{s_{m1} - s_{m2}}$.

Колебательный переходной процесс обеспечивается заданием комплексно-сопряженных значений $s_{m1} = s_m^{(0)} + i \cdot s_m^{(1)}$ и $s_{m2} = s_m^{(0)} - i \cdot s_m^{(1)}$ с отрицательной действительной частью $s_m^{(0)} < 0$. Здесь i - мнимая единица. В этом случае ОФ, представима в виде

$$\varphi_m(t) = e^{s_m^{(0)} \cdot t}(a_{m1}\cos(s_m^{(1)}t) + a_{m2}\sin(s_m^{(1)}t)) + \varphi_{mT}, \qquad (10.20)$$

где $a_{m1} = \varphi_{m0} - \varphi_{mT}$, $a_{m2} = \dfrac{1}{s_m^{(1)}}(\dot{\varphi}_{m0} - s_m^{(0)}(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}))$.

Очевидно, что в обоих рассмотренных случаях $\varphi_m(t) \to \varphi_{mT}$, а $\dot{\varphi}_m(t) \to 0$ при $t \to \infty$. Из графиков (рис. 10.3, 10.4), видно, что заметное уменьшение продолжительности колебательного переходного процесса сопровождается увеличением максимального значения угловой скорости, реализуемой внутри переходного процесса. Данное соотношение является вполне объяснимым и демонстрирует нетривиальность выбора параметров s_{m1}, s_{m2} при построении ОФ. По-видимому, при выборе указанных параметров следует руководствоваться соображениями практической целесообразности и реализуемости модельного вращения имеющимися исполнительными органами системы управления.

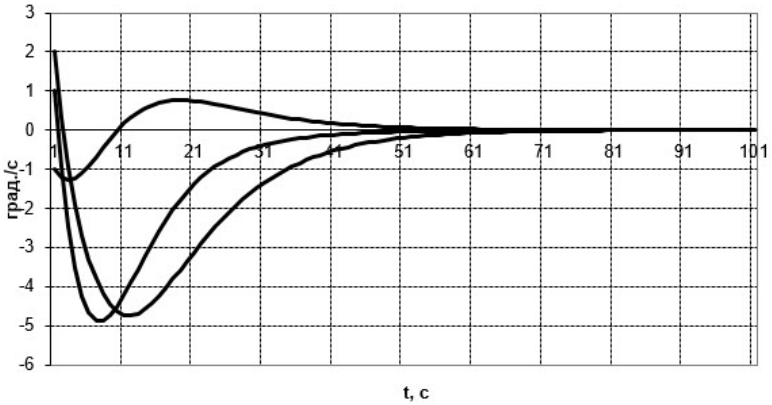


Рис. 10.3. Модельная угловая скорость в проекциях на связанные оси в задаче финитного управления переориентацией ТТ с ОФ (10.19)

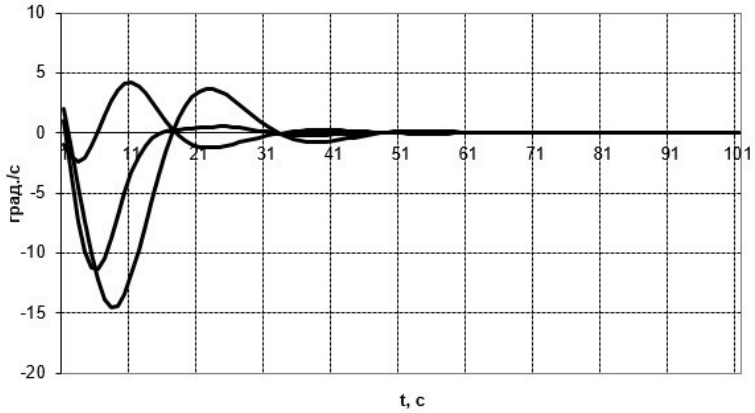


Рис. 10.4. Модельная угловая скорость в проекциях на связанные оси в задаче финитного управления переориентацией ТТ с ОФ (10.20)

10.3.3. Опорные функции для решения задачи переориентации ТТ, квазиоптимальной по быстродействию. С учетом использования кинематических моделей вращения, задачу переориентации, квазиоптимальной по быстродействию, сформулируем следующим образом.

Из точки $\{\varphi_{m0}, \dot{\varphi}_{m0}\}$ $(m = \overline{1, M})$ требуется построить непрерывные функции $\varphi_m(t)$ и $\dot{\varphi}_m(t)$ текущего времени $t \geq 0$, обладающие ограниченным ростом и проходящие при некотором $t = T$ через точку $\{\varphi_{mT}, \dot{\varphi}_{mT}\}$.

Особый интерес сформулированная задача представляет, если при этом минимизировать продолжительность такого перехода. В этом случае задача напоминает задачу оптимальной по быстродействию переориентации ТТ, однако отметим, что предлагаемая оптимизация не является глобальной, так как осуществляется в рамках вращения по выбранной модели. Другими словами, речь идет об организации максимально быстрой и согласованной для всех *m* эволюции опорных функций $\varphi_m(t)$ и их производных $\dot{\varphi}_m(t)$

в направлении их конечных значений, отвечающих требуемой конечной ориентации и угловой скорости ТТ. При этом траектория вращения ТТ в пространстве переменных $\{\overline{\omega}, \Lambda\}$ остается неизменной, а оптимизации подвергается процесс движения вдоль такой траектории.

Для решения сформулированной задачи введем новую переменную $\tau \geq 0$, которую назовем «локальным временем», и будем считать, что $\tau(t)$ - дифференцируемая монотонно-возрастающая функция текущего времени, удовлетворяющая краевым условиям

$$\tau(0) = 0,\ \dot{\tau}(0) = 1,$$
$$\tau(T) = \tau_T \geq \widetilde{T},\ \dot{\tau}(T) = 1. \qquad (10.21)$$

Здесь $\widetilde{T}$ - некоторое априори известное время, полученное, например, с использованием опорных функций, принятых для решения задачи терминального управления в условиях ограничений на управление.

Такой способ задания τ_T гарантирует наличие хотя бы одного допустимого управления, обеспечивающего требуемую переориентацию ТТ, и для его реализации достаточно принять $\dot{\tau}(t) \equiv 1$. Единичное значение производных $\dot{\tau}$ в начальный и конечный моменты времени означает, что темп изменения локального времени на концах совпадает с темпом текущего времени.

Зададим ОФ, как функцию локального времени $\tau \in [0; \tau_T]$,

$$\varphi_m(\tau) = a_{m3} \cdot \tau^3 + a_{m2} \cdot \tau^2 + a_{m1} \cdot \tau + a_{m0} \qquad (10.22)$$

и найдем ее производную по времени

$$\dot{\varphi}_m(\tau, \dot{\tau}) = \dot{\tau} \cdot (3a_{m3} \cdot \tau^2 + 2a_{m2} \cdot \tau + a_{m1}). \qquad (10.23)$$

Коэффициенты $a_{mj}, j = \overline{0,3}$ определим с учетом (10.21) из начальных и конечных условий для ОФ и их производных:

$$a_{m0} = \varphi_{m0}, \quad a_{m1} = \dot{\varphi}_{m0},$$

$$a_{m2} = \frac{1}{\tau_T^2}(3(\varphi_{mT} - \varphi_{m0}) - \tau_T \cdot (\dot{\varphi}_{mT} + 2\dot{\varphi}_{m0})),$$

$$a_{m3} = \frac{1}{\tau_T^3}(2(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}) + \tau_T \cdot (\dot{\varphi}_{m0} + \dot{\varphi}_{mT})).$$

Далее, для отыскания $\tau(t)$ - зависимости локального времени от текущего, решим в условиях (10.21) задачу оптимального быстродействия

$$\ddot{\tau} = u_\tau, \ |u_\tau| \le u_\tau^*,$$

в которой u_τ - управляющая функция, u_τ^* - задаваемый некоторым образом параметр. Способ выбора последнего обсудим позже.

Решение такой задачи хорошо известно, поэтому здесь ограничимся только окончательными результатами.

С учетом краевых условий (10.21) оптимальным управлением является кусочно-постоянная функция с одной точкой перемены знака в момент времени $t_s \in [0, T^0]$:

$$u_\tau^0 = \begin{cases} u_\tau^*, & для \quad 0 \le t < t_s \\ -u_\tau^*, & для \quad t_s \le t < T^0 \end{cases},$$

Такое управление порождает решение

$$\tau^0(t) = \begin{cases} \frac{u_\tau^*}{2} t^2 + t, & для \quad 0 \le t < t_s \\ -\frac{u_\tau^*}{2} t^2 + (1 + 2u_\tau^* t_s)t - u_\tau^* t_s^2, & для \quad t_s \le t < T^0, \end{cases} \tag{10.24}$$

в котором время оптимального быстродействия

$$T^0 = \frac{2}{u_\tau^*}(\sqrt{1 + u_\tau^* \cdot \tau_T} - 1), \tag{10.25}$$

$t_s = \frac{T^0}{2}$ - момент времени, при котором оптимальная управляющая функция меняет знак.

Отметим, что при $u_\tau^* > 0$ всегда $T^0 < \tau_T$, т.е. оптимальная продолжительность движения вдоль модельной траектории меньше заданной априори. Проанализируем полученный результат. Для наглядности воспользуемся фазовой плоскостью, на которой изобразим траекторию оптимального перехода (рис. 10.5). Точка А с координатами (0;1) соответствует начальному состоянию изображающей точки, точка С=(τ_T;1) – конечному (требуемому) состоянию. Здесь же изображены линия переключения управления, направление движения вдоль которой обозначены стрелками. Линия переключения состоит из полуветвей двух парабол и задается уравнениями $\tau = \frac{\dot\tau^2 - 1}{2u_\tau^*} + \tau_T$ при $\dot\tau \le 1$ и $\tau = -\frac{\dot\tau^2 - 1}{2u_\tau^*} + \tau_T$ при $\dot\tau > 1$. Траектория оптимального перехода – кривая АВ-ВС. Первый участок соответствует управлению ($+u_\tau^*$), второй – управлению ($-u_\tau^*$).

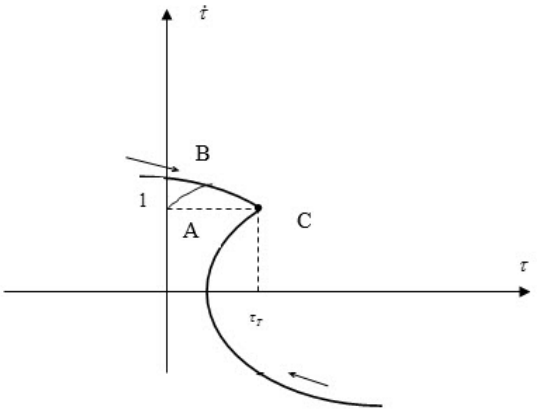


Рис. 10.5. Фазовая траектория и линия переключения оптимального перехода

Заметим, что если принять $u_\tau(t) \equiv 0$, то переход в конечную точку осуществляется вдоль отрезка АС. При этом локальное время тождественно текущему $\tau \equiv t$, а величина τ_T совпадает с фактической продолжительностью такого перехода. В то же время при оптимальном управлении, которому отвечает переход вдоль кривой АВ-ВС, происходит своего рода ускорение локального времени относительно текущего ($\dot{\tau} > 1$). Подчеркнем, что такой смысл введенной переменной τ обеспечивается соответствующим выбором краевых условий (10.21) для нее и ее производной.

Вернемся к вопросу выбора параметра u_τ^*, поскольку от его значения зависит время оптимального быстродействия.

Из уравнений для линии переключения следует, что параметр u_τ^* определяет крутизну ветвей парабол и, следовательно, максимальное значение переменной $\dot{\tau}$, отвечающее ординате точки В. С другой стороны, из (10.23) следует, что увеличение $\dot{\tau}$ в свою очередь приводит к увеличению по абсолютной величине переменных $\dot{\varphi}_m(t)$ и, как следствие, к увеличению модуля вектора модельной угловой скорости $\overline{\omega}^*(t)$.

Действительно, к примеру, для сферической модели ортогонального типа из (10.8) имеем

$$(\overline{\omega}^*, \overline{\omega}^*) = \dot{\varphi}_1^2 + \dot{\varphi}_2^2 + \dot{\varphi}_3^2 + 2\dot{\varphi}_1 \dot{\varphi}_3 \sin\varphi_2 \le$$

$$\le \dot{\varphi}_1^2 + \dot{\varphi}_2^2 + \dot{\varphi}_3^2 + 2\,|\,\dot{\varphi}_1\,| \cdot |\,\dot{\varphi}_3\,| = \dot{\tau}^2 \cdot \left(\frac{\partial\{\cdot\}}{\partial\dot{\tau}}\right)^2,$$

где $\{\cdot\}$ - все выражение, стоящее слева от знака равенства. Анализ данного выражения показывает прямую связь между модулем модельной угловой скорости и абсолютной величиной переменной $\dot{\tau}$.

Таким образом, необоснованное увеличение параметра u_τ^* может привести к невозможности реализации на практике соот-

ветствующей угловой скорости вращения из-за недопустимо большой ее величины.

Учитывая сказанное, выбор параметра u_τ^* следует подчинить условиям практической реализуемости получаемого при этом вращения. В частности, если в качестве критерия реализуемости принять условие

$$\max_{0\le t\le T}(\overline{\omega}^*(t),\overline{\omega}^*(t))\le\omega_{\max}^2,$$

в котором $\omega_{\max}$ - заданный параметр, то выбор u_τ^* можно осуществить из решения задачи

$$u_\tau^*=\arg\left\{\max_{0\le t\le T^0(u_\tau^*)}(\overline{\omega}^*(\tau^0(t,u_\tau^*),\dot{\tau}^0(t,u_\tau^*)))^2=\omega_{\max}^2\right\},$$

смысл которой состоит в том, что реализация с помощью (10.22)-(10.24) оптимальной эволюции ОФ с учетом такого u_τ^* приводит ТТ во вращение, максимальная скорость которого по модулю не превышает $\omega_{\max}$.

Аналогичные рассуждения справедливы, если критерием реализуемости управляемого вращения принять условие

$$\max_{0\le t\le T}(\dot{\overline{\omega}}^*(t),\dot{\overline{\omega}}^*(t))\le\dot{\omega}_{\max}^2, \qquad (10.26)$$

в котором $\dot{\omega}_{\max}$ - максимально допустимое угловое ускорение ТТ, обеспечиваемое системой управления. В этом случае также можно найти параметр u_τ^*, не противоречащий условию, если параметр τ_T выбран достаточно большим. И, наконец, выбор u_τ^* возможно осуществить с одновременным учетом ограничения как на модельную угловую скорость, так и ограничения на модельное угловое ускорение.

Для иллюстрации полученного решения приведем зависимость модельной угловой скорости от времени с учетом (10.22)-(10.24) (рис. 10.6).

Решение задачи проводилось при значении параметра $u_\tau^* = 0.1$ для тех же краевых условий, что и в случае, соответствующем рис. 10.2. Время переориентации составило 72 сек. при максимальном модуле угловой скорости вращения 7 град./с. В исходном варианте, изображенном на рис. 10.2, задаваемое время переориентации составляет 100 сек. При уменьшении параметра u_τ^* до нуля приведенное решение и решение задачи терминальной переориентации в условиях планируемой продолжительности $T = \tau_T$ становятся эквивалентными.

Кратко рассмотрим вопрос, как полученное квазиоптимальное управление связано с динамической задачей переориентации, оптимальной по быстродействию.

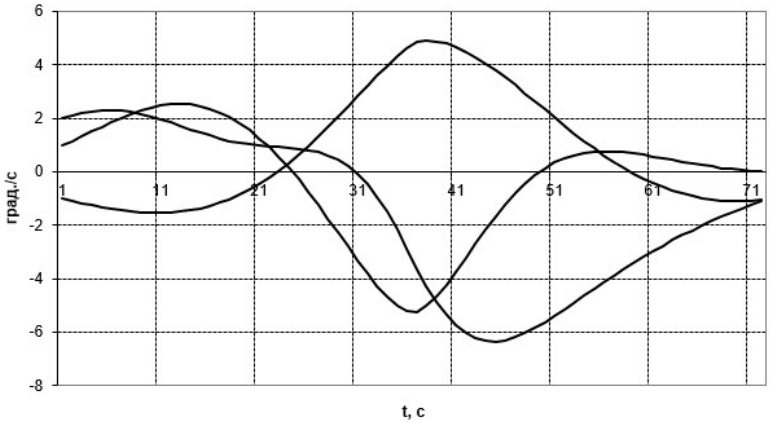


Рис. 10.6. Модельная угловая скорость в проекциях на связанные оси в задаче квазиоптимальной по быстродействию переориентации

В отличие от рассматриваемой в данной статье кинематической задачи переориентации, в которой управлением служит вектор угловой скорости ТТ, в динамической постановке управлением является момент, создаваемый исполнительными органами СУОС, или вектор углового ускорения, а условием реализуемости такого управления является ограничение модуля вектора углового ускорения, либо проекций этого вектора на связанные оси.

Известно, что в этом случае оптимальное по быстродействию решение предполагает вращение ТТ с максимальным по абсолютной величине ускорением в течение всей продолжительности маневра. В то же время квазиоптимальное решение, получаемое с учетом условия (10.26), реализует вращение с максимальным ускорением только в отдельные моменты времени, что приводит к неполному использованию имеющихся ресурсов СУОС. Попытка более полного учета условий реализуемости управления, характерных для задачи переориентации в динамической постановке, приводит в рамках квазиоптимального подхода к зависимости допустимого множества Ω управления u_τ от самих регулируемых переменных τ и $\dot{\tau}$, что значительно усложняет задачу оптимизации управления.

Таким образом, разработанное квазиоптимальное управление не отвечает глобально оптимальному решению динамической задачи переориентации, но вместе с тем имеет практическое значение, поскольку уменьшает продолжительность маневра переориентации за счет более рационального движения вдоль назначенной модельной траектории.

10.4. Выводы

В данной главе описаны новые кинематические модели кватернионного типа, содержащие векторные и функциональные параметры. На примере моделей сферического типа описаны алгоритмы определения этих параметров, обеспечивающих согласование модельного вращения с краевыми условиями задачи управления по ориентации и угловой скорости. Предложены различные способы формирования программной траектории вращения в зависимости от особенностей решаемых задач: терминального управления, угловой стабилизации, переориентации за минимальное время. Исследованы свойства разработанных моделей: степень параметрической избыточности, полнота алгоритмов определения параметров и возможные особые случаи, установлена связь с классическими кинематическими параметрами ориентации.

Разработанный аппарат кинематического описания вращения ТТ обеспечивает построение программных траекторий вращения,

аналитически точно проходящих через краевые условия задачи переориентации общего вида, и предназначен для использования в высокоточных алгоритмах управления вращением упругих КЛА.

В статье нашла отражение только часть вопросов, связанных с развитием гиросиловой тематики на кафедре. За рамками изложения остались результаты исследования свойств гиросилового управления, методика рационального проектирования СГК, новые методы и алгоритмы управления избыточной структурой гиродинов, решение задачи оптимизации разгрузки СГК и методика оптимальной разгрузки, решение задачи уточнения моментов инерции КЛА и оценивания параметров упругих элементов, использование кинематических моделей для повышения точности алгоритмов определения ориентации при управляемом вращении и ряд других задач. Более подробное изложение результатов можно найти в [3].

В настоящее время работы по данному направлению сместились в смежную область - область навигации и навигационных систем различного назначения. Примечательно, что разработанное неклассическое кинематическое описание вращения ТТ и в новой области нашло важное применение в части построения эталонных моделей вращения, необходимых для проектирования и отладки навигационных алгоритмов. И, наконец, внедрение результатов исследований в учебный процесс способствует поддержанию передового уровня подготовки специалистов, наполнению содержания учебного процесса «объектным» смыслом и развитию творческих способностей студентов.

Список литературы:

1. Научно-производственное предприятие ХАРТРОН-АРКОС. Хроника дат и событий. 1959-2012 гг. Третье издание (дополненное). – Харьков, 2012. – 259 с.

2. Фролов Ю. А. Функциональные модели ориентации твердого тела и их приложения / Ю. А. Фролов, Л. В. Шипулина // Рук. деп. В УкрНИИНТИ, №2443. Деп. – Х., 1985. – 27 с.

3. Успенский В. Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата / В. Б. Успенский. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2006. – 328 с.

ГЛАВА 11

АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КВАТЕРНИОНОВ ОРИЕНТАЦИИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ В БИНС: ПРАКТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗРАБОТКИ, ОЦЕНИВАНИЯ ТОЧНОСТИ И РЕАЛИЗАЦИИ

11.1. Введение

Современные системы управления подвижных объектов (ракет-носителей, космических аппаратов, воздушных, морских и наземных объектов) все чаще строятся на принципах бесплатформенного управления. Постоянное возрастание требований к качеству бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) заставляет разработчиков искать пути улучшения их технических характеристик на основе усовершенствования как приборной части, так и алгоритмического обеспечения решения задач навигации и управления. В задаче определения ориентации в БИНС алгоритмический аспект играет центральную роль, так как в бортовом вычислителе численно строится математический образ инерциальной (опорной) системы координат. Поскольку алгоритмы определения ориентации в БИНС играют роль “аналитической платформы” [1], к ним предъявляются жесткие требования минимальной загрузки вычислителя на такте при точности определения

параметров, достаточной для выполнения технической задачи, возлагаемой на подвижный объект. Для оценивания точности и отработки алгоритмов определения ориентации необходимо иметь некоторые эталонные модели вращения, которые могут быть дискретными или непрерывными.

Дискретные эталонные модели основаны на результатах численного интегрирования уравнений математической модели вращения объекта. Преимущества дискретных моделей состоят в том, что их можно реализовать для достаточно сложных объектов, а недостатки выражаются в том, что в полученных на их основе оценках погрешностей алгоритмов неотделимо присутствуют погрешности от использованного метода численного интегрирования. При этом порядки точности метода численного интегрирования и алгоритма определения ориентации должны быть согласованы, так как невозможно получить корректные оценки, если эти порядки одинаковы.

Непрерывные эталонные модели вращения обычно ограничены случаями существующих точных решений совокупности динамических и кинематических уравнений твердого тела (модели конического движения [2,3] и регулярной прецессии [4,5]). В этих моделях кинематические параметры и информация о вращении твердого тела – квазикоординаты (приращения кажущихся поворотов на такте Δt) представляются непрерывными явными функциями времени. Поскольку реальное вращение объекта не всегда представляет собой коническое вращение или регулярную прецессию, необходимо иметь другие модели для анализа погрешностей алгоритмов определения ориентации. Поэтому получение новых эталонных моделей, которые описывают более сложное движение объекта, представляет собой достаточно актуальную задачу.

Работы по получению новых алгоритмов определения ориентации в различных системах кинематических параметров и разработке аппроксимирующих моделей вращения велись на кафедре «Автоматическое управление движением» в рамках хоздоговорной тематики с НПП «ХАРТРОН-АРКОС» и госбюджетной тематики

ГКНТ Украины. Результаты работ докладывались на Всесоюзных научно-технических конференциях и ежегодных заседаниях Киевской секции Навигационного Совета в Институте Кибернетики АН Украины. Некоторые результаты разработок и исследований опубликованы в [6–18].

В главе содержатся результаты разработки степенных алгоритмов определения ориентации, основанных на полученном разложении кватернионного кинематического уравнения в ряд с учетом динамики вращения твердого тела. Для более полного анализа методических погрешностей алгоритмов расширен класс используемых непрерывных моделей вращения путем введения новой эталонной тригонометрической модели вращения прецессионного типа, которая обобщает случаи известных моделей и позволяет промоделировать более сложные движения твердого тела. Для реверсивных схем определения кватернионов ориентации получены оценки точности на эталонной модели регулярной прецессии. Предложено улучшение схем на основе финитного нормирования кватерниона и применения более точной аппроксимации для кажущихся поворотов на такте.

11.2. Разложение пятого порядка частного решения кинематического уравнения в кватернионах в ряд по степеням кажущихся поворотов

Известно, что решение задачи определения ориентации в БИНС основано на применении алгоритмов определения кватерниона поворота (далее – алгоритмы определения поворота), которые представляют собой приближения частного решения кинематического уравнения

$$\dot{\Lambda} = 0{,}5\Lambda \circ \omega_E , \qquad (11.1)$$

где $\Lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T$ – кватернион ориентации, а кватернион ω_E определяется проекциями вектора $\vec{\omega}$ на связанные оси:

$\vec{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$. При этом алгоритмы определения поворота ориентированы на использование первичной информации о вращении объекта (твердого тела), поступающей в бортовой вычислитель с датчиков угловой скорости в виде квазикоординат [19] (интегралов от проекций вектора абсолютной угловой скорости $\vec{\omega}$ на связанные оси на такте вычислений $[t_{n-1}, t_n]$ – приращений кажущихся поворотов [20]):

$$\theta^*_{n,i} = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega_i dt, \quad i = 1,2,3. \tag{11.2}$$

Полная ориентация объекта тогда определяется на основе общего решения, записанного в виде формулы сложения поворотов

$$\Lambda^*_n = \Lambda^*_{n-1} \circ \Delta\Lambda^*_n, \tag{11.3}$$

где $\Lambda^*_n = \Lambda^*(t_n)$, $\Lambda^*_{n-1} = \Lambda^*(t_{n-1})$ – вычисленные кватернионы ориентации в моменты t_n и $t_{n-1} = t_n - \Delta t$ соответственно, $\Delta\Lambda^*_n$ – кватернион поворота на такте $[t_{n-1}, t_n]$, $\Lambda^*(0) = (1,0,0,0)^T$, $\circ$ - знак кватернионного умножения.

Существующие алгоритмы определения поворота, как правило, являются приближениями заданного математического порядка некоторых разложений частного решения $\Delta\Lambda_n$ уравнения (11.1) с начальным условием $\Lambda_{n-1} = (1,0,0,0)^T$ в ряд, содержащий конечные разности «назад» вектора кажущегося поворота $\vec{\theta}^*_n = (\theta^*_{n1}, \theta^*_{n2}, \theta^*_{n3})^T$. При их разработке обычно не учитывается, что вектор угловой скорости $\vec{\omega}$ является решением соответствующих динамических уравнений вращения.

Получим разложение частного решения $\Delta\Lambda$ кинематического уравнения (11.1) на интервале $[0, \Delta t]$ в виде степенного ряда в терминах кажущихся поворотов (11.2), используя динамические уравнения Эйлера

$$\dot{\omega}_1 = a_1\omega_2\omega_3 + m_1, \qquad (1,2,3) \qquad (11.4)$$

с начальными условиями

$$\omega_i(0) = \omega_{i0}, \qquad i = 1,2,3, \qquad (11.5)$$

где $a_1 = (\mathrm{I}_2 - \mathrm{I}_3)/\mathrm{I}_1$, (1,2,3) – динамические коэффициенты, $\mathrm{I}_1, \mathrm{I}_2, \mathrm{I}_3$ – главные моменты инерции твердого тела $(\mathrm{I}_1 \geq \mathrm{I}_2 \geq \mathrm{I}_3)$, $m_1 = M_1/\mathrm{I}_1$, M_1, M_2, M_3 – проекции вектора главного момента $\vec{M}$ на связанные оси, (1,2,3) - символ круговой перестановки индексов.

Примем, что на такте съема первичной информации (11.2) приведенные моменты m_i постоянны $m_i = m_i(t_{n-1})$ и ограничены по величине:

$$|m_i| = \mathrm{O}(\omega^2), \quad i = 1,2,3, \qquad (11.6)$$

где $\omega = \max\limits_{t\in[t_{n-1},t_n]} |\vec{\omega}(t)|$.

Интегрируя уравнение (11.4) на такте $[0,t]$, получим интегральное уравнение

$$\omega_1(t) = \omega_{10} + \int_0^t (a_1\omega_2\omega_3 + m_1)d\tau, \qquad (1,2,3), \qquad (11.7)$$

решения которого $\omega_i(t)$, $i = 1,2,3$ удовлетворяют динамическому уравнению (11.4) с начальным условием (11.5). Применим к уравнению (11.7) метод последовательных приближений Пикара, в результате получим:

$$\omega_1 = \omega_{10} + (a_1\omega_{20}\omega_{30} + m_1)t + \frac{1}{2}a_1(\omega_{10}(a_2\omega_{30}^2 + a_3\omega_{20}^2) + m_2\omega_{30} +$$

$$m_3\omega_{20})t^2 + \frac{1}{6}a_1(4a_2a_3\omega_{10}^2\omega_{20}^2 + (a_1\omega_{20}\omega_{30} + m_1)(a_2\omega_{30}^2 + a_3\omega_{20}^2) +$$

$$+ 3\omega_{10}(a_2m_3\omega_{30} + a_3m_2\omega_{20}) + 2m_2m_3)t^3 + \mathrm{O}(t^4), \ (1,2,3). \qquad (11.8)$$

Введем вектор линейного поворота на интервале $[0,\Delta t]$ в виде:

$$\vec{\theta}_0 = (\omega_{10},\omega_{20},\omega_{30})^T \Delta t = (\theta_{01},\theta_{02},\theta_{03})^T . \qquad (11.9)$$

Проинтегрируем выражение (11.8) на промежутке $[0,\Delta t]$, после чего получим

$$\theta_1^* = \int_0^{\Delta t} \omega_1(t)d\tau = \theta_{01} + \frac{1}{2}(a_1\theta_{02}\theta_{03} + \mu_1) + \frac{1}{6}a_1(\theta_{03}(a_2\theta_{01}\theta_{03} + \mu_2) +$$

$$+ \theta_{02}(a_3\theta_{01}\theta_{03} + \mu_3)) + + \frac{1}{24}a_1(4a_2a_3\theta_{01}^2\theta_{02}\theta_{03} + (a_1\theta_{02}\theta_{03} + \mu_1)\times$$

$$\times(a_2\theta_{03}^2 + a_3\theta_{02}^2) + 3\theta_{01}(a_2\mu_3\theta_{030} + a_3\mu_2\theta_{02}) + +2\mu_2\mu_3) +$$

$$+ \mathrm{O}(\theta_0^5),\ (1,2,3)\,, \qquad (11.10)$$

где обозначено $\mu_i = m_i(\Delta t)^2$, $i = 1,2,3$.

Примем, что на такте имеет место ограничение на величину μ_i:

$$\mu_1 \le \theta_0^2 - a_1\theta_{02}\theta_{03},\ (1,2,3)\,. \qquad (11.11)$$

Тогда ряд (11.10) мажорируется рядом $\sum_{k=1}^{\infty}\frac{\theta_0^k}{k}$, который сходится при условии $\theta_0 \le 1$, где $\theta_0 = \left|\vec{\theta}_0\right| = (\theta_{01}^2 + \theta_{02}^2 + \theta_{03}^2)^{\frac{1}{2}}$.

Перепишем ряд (11.10) в виде

$$\theta_{01} = \theta_{01}^* - \frac{1}{2}(a_1\theta_{02}\theta_{03} + \mu_1) - \frac{1}{6}a_1(\theta_{01}(a_2\theta_{03}^2 + a_3\theta_{02}^2) + (\mu_2\theta_{03} + \mu_3\theta_{02})) -$$

$$-\frac{1}{24}a_1\times(4a_2a_3\theta_{01}^2\theta_{02}\theta_{03} + (a_1\theta_{02}\theta_{03} + \mu_1)(a_2\theta_{03}^2 + a_3\theta_{02}^2) +$$

$$+ 3\theta_{01}(a_2\mu_3\theta_{03} + a_3\mu_2\theta_{02}) + 2\mu_2\mu_3) + \mathrm{O}(\theta_0^5) \qquad (1,2,3)$$

и применим к нему процедуру метода последовательных приближений. Полагая в качестве начального приближения $\theta_{01} = \theta_{01}^*$, получим в результате:

$$\theta_{01} = \theta_{01}^* - \frac{1}{2}(a_1\theta_2^*\theta_3^* + \mu_1) + \frac{1}{12}a_1(\theta_1^*(a_2\theta_3^{*2} + a_3\theta_2^*) + (\mu_2\theta_3^* + \mu_3\theta_2^*)) -$$

$$- \frac{1}{24}a_1(\theta_1^*(a_2a_3\theta_1^*\theta_2^*\theta_3^* + a_2\mu_3\theta_3^* + a_3\mu_2\theta_2^*) + \mu_2\mu_3) + O(\theta^{*5}). \quad (1.12)$$

В условиях принятых допущений (11.6), (11.11) ряд (11.12) сходится при любых θ_i^*, поскольку сходится его мажорантный ряд $\sum_{k=1}^{\infty} \frac{\theta^{*k}}{k!}$.

Воспользуемся полученными разложениями ω_i, θ_i^*, θ_{0i} в ряды и представлением частного решения кинематического уравнения (11.1) в виде ряда Пеано [20] на интервале $\tau \in [0, \Delta t]$:

$$\Delta\Lambda = 1 + \frac{1}{2}\vec{\theta}^* + \frac{1}{4}\int_0^{\Delta t} A_1 dt + \frac{1}{8}\int_0^{\Delta t} A_2 dt + \frac{1}{16}\int_0^{\Delta t} A_3 dt + \ldots + \frac{1}{2^{k+1}}\int_0^{\Delta t} A_k dt + \ldots, \quad (11.13)$$

где $A_1, A_2, A_3, \ldots, A_k$ – кватернионы, для которых, при $k \geq 2$ имеет место рекуррентная формула $A_{k+1} = \int_0^{\Delta t} A_k dt \circ \vec{\omega}$, $A_1 = \vec{\theta}^* \times \vec{\omega} - \vec{\theta}^*\vec{\omega}$.

Подстановка в формулу (11.13) выражений для θ_i^* и ω_i в виде рядов (11.8), (11.10) позволяет представить подынтегральные выражения в правой части (11.13) в виде явных функций от времени. Это дает возможность взять аналитически все интегралы и получить представление частного решения уравнения (11.1) на интервале $[0, \Delta t]$ в виде ряда по степеням компонент вектора линейного поворота $\vec{\theta}_0$:

$$\Delta\lambda_0 = 1 - \tfrac{1}{8}\theta_0^2 - \frac{1}{8}(a_1 + a_2 + a_3)\theta_{01}\theta_{02}\theta_{03} - \frac{1}{8}(\mu_1\theta_{01} + \mu_2\theta_{02} + \mu_3\theta_{03}) -$$

$$- \frac{1}{24}(a_1 + a_2 + a_3)(a_1\theta_{02}^2\theta_{03}^2 + a_2\theta_{01}^2\theta_{03}^2 + a_3\theta_{01}^2\theta_{02}^2 + \mu_1\theta_{02}\theta_{03} + \mu_2\theta_{01}\theta_{03} +$$

$$+\mu_3\theta_{01}\theta_{02})+\frac{1}{96}(a_1^2\theta_{02}^2\theta_{03}^2+a_2^2\theta_{01}^2\theta_{03}^2+a_3^2\theta_{01}^2\theta_{02}^2)-\frac{1}{48}(a_1\mu_1\theta_{02}\theta_{03}+$$

$$+a_2\mu_2\theta_{01}\theta_{03}+a_3\mu_3\theta_{01}\theta_{02})-\frac{1}{32}(\mu_1^2+\mu_2^2+\mu_3^2)-\frac{1}{32}\theta_{01}\theta_{02}\theta_{03}\theta_0^2(a_1+$$

$$+a_2+a_3+\frac{1}{3}a_1a_2a_3)-\frac{1}{96}a_1\theta_{02}\theta_{03}(2a_1+3a_2+3a_3)(\mu_2\theta_{03}+\mu_3\theta_{02})-$$

$$\frac{1}{96}a_2\theta_{01}\theta_{03}(3a_1+2a_2+3a_3)(\mu_1\theta_{03}+\mu_3\theta_{01})-\frac{1}{96}a_3\theta_{01}\theta_{02}(3a_1+3a_2+$$

$$+2a_3)(\mu_1\theta_{02}+\mu_2\theta_{01})--\frac{1}{48}(a_1+a_2+a_3)(\mu_2\mu_3\theta_{01}+\mu_1\mu_2\theta_{03}+$$

$$+\mu_1\mu_3\theta_{02})+\frac{1}{384}\theta_0^4+\frac{1}{192}\theta_0^2(\mu_1\theta_{01}+\mu_2\theta_{02}+\mu_3\theta_{03})+\frac{1}{192}(a_1+a_2+$$

$$+a_3)\theta_{01}\theta_{02}\theta_{03}\theta_0^2+O(\theta_0^5);$$

$$\Delta\lambda_1=\frac{1}{2}\theta_1^*+\frac{1}{24}(\mu_3\theta_{02}-\mu_2\theta_{03})+\frac{1}{24}\theta_{01}(\mathrm{a}_3\theta_{02}^2-\mathrm{a}_2\theta_{03}^2)-\frac{1}{48}\theta_{01}\theta_0^2+$$

$$+\frac{1}{48}a_1\theta_{02}\theta_{03}(\mathrm{a}_3\theta_{02}^2-\mathrm{a}_2\theta_{03}^2)-\frac{1}{64}\theta_{02}\theta_{03}(\theta_{01}^2(a_1+a_2+a_3)+\theta_0^2)-$$

$$-\frac{1}{192}\theta_{02}\theta_{03}(\theta_{01}^2(a_1+a_2+a_3)-a_1\theta_0^2)++\frac{1}{48}\mu_1(\mathrm{a}_3\theta_{02}^2-\mathrm{a}_2\theta_{03}^2)-$$

$$-\frac{1}{96}\mu_1\theta_0^2+\frac{1}{48}\theta_{01}(a_3\mu_2\theta_{02}-a_2\mu_3\theta_{03})-\frac{1}{48}\mu_1\theta_{01}^2-\frac{1}{48}\theta_{01}(\mu_2\theta_{02}+$$

$$+\mu_3\theta_{03})+\frac{1}{160}a_1\theta_{01}(a_3^2\theta_{02}^4-a_2^2\theta_{03}^4)-\frac{1}{240}a_1\theta_{01}(a_3\theta_{02}^4+a_2\theta_{03}^4)+$$

$$+\frac{1}{960}\theta_{01}(a_2\theta_{03}^4-a_3\theta_{02}^4)+\frac{1}{480}a_2a_3\theta_{01}^3(\mathrm{a}_3\theta_{02}^2-\mathrm{a}_2\theta_{03}^2)+\frac{1}{960}a_1\theta_{01}^3\times$$

$$\times(a_2\theta_{03}^2+a_3\theta_{02}^2)-\frac{7}{960}a_3\theta_{01}^3(a_2\theta_{03}^2+a_3\theta_{02}^2)-\frac{1}{160}a_2a_3\theta_{01}^3\theta_0^2-$$

$$+\frac{1}{160}a_2a_3\theta_{01}^5+\frac{1}{960}\theta_{01}^3(a_2\theta_{03}^2-a_3\theta_{02}^2)--\frac{1}{64}a_1^2\theta_{01}\theta_{02}^2\theta_{03}^2-$$

$$-\frac{3}{160}a_1(a_2+a_3)\theta_{01}\theta_{02}^2\theta_{03}^2+\frac{1}{960}(a_2-a_3)\theta_{01}\theta_{02}^2\theta_{03}^2+\frac{1}{3840}\theta_{01}\theta_0^4-$$

$$-\frac{1}{32}a_1\mu_1\theta_{01}\theta_{02}\theta_{03}+\frac{7}{480}(a_2+a_3)\mu_1\theta_{01}\theta_{02}\theta_{03}+\frac{11}{480}a_1\theta_{02}\theta_{03}(a_3\mu_2\theta_{02}-$$

$$-a_2\mu_3\theta_{03})-\frac{1}{160}a_1(a_2\mu_2\theta_{03}^2-a_3\mu_3\theta_{02}^2)+\frac{1}{480}a_2a_3\theta_{01}^3-$$

$$\times(\mu_3\theta_{02}-\mu_2\theta_{03})-\frac{1}{80}a_1\theta_{02}\theta_{03}(\mu_2\theta_{02}+\mu_3\theta_{03})-\frac{1}{240}a_1(\mu_2\theta_{03}^3+\mu_3\theta_{02}^3)-$$

$$-\frac{1}{96}a_1\theta_{01}^2(\mu_2\theta_{02}+\mu_3\theta_{03})-\frac{1}{48}\theta_{01}^2(a_3\mu_2\theta_{02}+a_2\mu_3\theta_{03})-\frac{1}{960}\theta_0^2\times$$

$$\times(\mu_3\theta_{02}-\mu_2\theta_{03})+\frac{1}{60}\mu_1(a_3\mu_2\theta_{02}-a_2\mu_3\theta_{03})-\frac{1}{120}\mu_1(\mu_2\theta_{02}+\mu_3\theta_{03})-$$

$$-\frac{1}{64}\mu_1^2\theta_{01}^2+\frac{1}{240}\theta_{01}(a_2\mu_3^2-a_3\mu_2^2)-\frac{7}{960}\theta_{01}(\mu_2^2+\mu_3^2)+O(\theta_0^6),\ (1,2,3) \tag{11.14}$$

Теперь можно сделать обратный переход к величинам θ_i^*, используя полученный ряд (11.12). В результате преобразований найдем выражения для компонент кватерниона поворота $\Delta\Lambda=(\Delta\lambda_0,\Delta\lambda_1,\Delta\lambda_2,\Delta\lambda_3)^T$ на интервале $[0,\Delta t]$ в виде [21]:

$$\Delta\lambda_0=1-\frac{1}{8}\theta^{*2}+\frac{1}{384}\theta^{*4}+O(\theta^{*5}); \tag{11.15}$$

$$\Delta\lambda_1=\frac{1}{2}\theta_1^*(1-\frac{1}{24}\theta^{*2}-\frac{1}{12}b_1)-\frac{1}{24}\eta_1+\frac{1}{3840}\theta_1^*\theta^{*4}+\frac{1}{1440}\theta_1^*(a_1b_1\times$$

$$\times(a_2\theta_3^{*2}+a_3\theta_2^{*2})+a_2b_2\theta_3^{*2}-a_3b_3\theta_2^{*2})+\frac{1}{720}a_2a_3b_1\theta_1^{*3}+\frac{1}{480}\theta_1^*\times$$

$$\times(a_2b_3\theta_3^{*2}-a_3b_2\theta_2^{*2})+\frac{1}{960}b_1\theta_1^*\theta^{*2}+\frac{1}{1440}(b_2\mu_2\theta_3^*-b_3\mu_3\theta_2^*+$$

$$+\theta_1^*(a_3\mu_2^2-a_2\mu_3^2)+a_1(a_2\mu_2\theta_3^{*2}-a_3\mu_3\theta_2^{*2}))+\frac{1}{960}\eta_1\theta^{*2}+$$

$$+\frac{1}{720}a_1\rho_1\theta_2^*\theta_3^*+\frac{1}{480}(\mu_1\rho_1-a_1\gamma_1-a_2a_3\eta_1-\theta_1^*(\mu_2^2+\mu_3^2))+$$

$$+\frac{1}{360}\mu_1((a_2+a_3)\theta_1^*\theta_2^*\theta_3^*-\gamma_1)-\frac{1}{240}\theta_1^{*2}(a_2\mu_2\theta_3^*+a_3\mu_2\theta_2^*)+O(\theta^{*6})$$

$$(1,2,3), \tag{11.16}$$

где обозначено $\theta^{*2} = \theta_1^{*2} + \theta_2^{*2} + \theta_3^{*2}$, $b_1 = a_2\theta_3^{*2} - a_3\theta_2^{*2}$,

$\eta_1 = \mu_2\theta_3^* - \mu_3\theta_2^*$, $\gamma_1 = a_2\mu_3\theta_3^* - a_3\mu_2\theta_2^*$, $\rho_1 = \mu_2\theta_2^* + \mu_3\theta_3^*$, (1,2,3).

Полученное разложение частного решения кинематического уравнения (11.1) имеет пятый порядок по θ^* и представлено в виде степенного ряда в терминах приращений кажущихся поворотов (11.2), относящихся только к одному такту измерений. Оно содержит члены, зависящие от динамических коэффициентов a_1, a_2, a_3, причем минимальный порядок этих членов по θ^* равен трем. В практическом плане это решение может быть использовано для исследования влияния динамических характеристик на процессы ориентации твердого тела и полагаться в основу построения степенных алгоритмов определения поворота, имеющих порядок до четвертого включительно, а также для получения аналитических локальных оценок точности.

11.3. Степенные алгоритмы определения кватерниона поворота и их интерполяционные модификации

В условиях, когда на такте $[t_{n-1}, t_n]$ приведенные моменты m_i можно считать постоянными $m_i = m_i(t_{n-1})$ и ограниченными по величине $|m_i| = \mathrm{O}(\omega^2)$, $i = 1,2,3$, где $\omega = \max\limits_{t\in[t_{n-1},t_n]} |\vec{\omega}(t)|$, из разложений (11.15), (11.16) можно получить алгоритмы определения кватерниона поворота $\Delta\Lambda_n^* = (\Delta\lambda_{n0}^*, \Delta\lambda_{n1}^*, \Delta\lambda_{n2}^*, \Delta\lambda_{n3}^*)^T$ разного порядка. Такие алгоритмы назовем степенными, так как они используют только первую разность вектора кажущегося поворота в виде (11.2). Заметим, что степенные алгоритмы первого и второго порядков совпадают с разностными алгоритмами, полученными в [20].

Степенной алгоритм определения поворота третьего порядка (САОП3) имеет вид:

$$\Delta\lambda^*_{n0} = 1 - \frac{1}{8}\theta^{*2}_n; \qquad (11.17)$$

$$\Delta\lambda^*_{n1} = \frac{1}{2}\theta^*_{n1}(1 - \frac{1}{24}\theta^{*2}_n - \frac{1}{12}b_1) - \frac{1}{24}\eta_1, \ (1,2,3), \qquad (11.18)$$

где $\theta^{*2}_n = \theta^{*2}_{n1} + \theta^{*2}_{n2} + \theta^{*2}_{n3}$; $b_1 = a_2\theta^{*2}_{n3} - a_3\theta^{*2}_{n2}$, (1,2,3); $\eta_1 = \mu_2\theta^*_{n3} - \mu_3\theta^*_{n2}$, (1,2,3) и обозначено $\mu_i = m_i(\Delta t)^2$, $i = 1,2,3$. При этом $\mu_i = O(\theta^2_0)$, где $\theta^2_0 = \theta^2_{01} + \theta^2_{02} + \theta^2_{03}$, $\vec{\theta}_0 = (\theta_{01}, \theta_{02}, \theta_{03})^T$ – вектор линейного поворота [21], $\theta_{0i} = \omega_{i0} \cdot \Delta t$, ω_{i0}, $i = 1,2,3$ – компоненты вектора $\vec{\omega}_0 = \vec{\omega}(t_{n-1})$.

Степенной алгоритм определения поворота четвертого порядка (САОП4) задается формулами:

$$\Delta\lambda^*_{n0} = 1 - \frac{1}{8}\theta^{*2}_n + \frac{1}{384}\theta^{*4}_n; \qquad (11.19)$$

$$\Delta\lambda^*_{n1} = \frac{1}{2}\theta^*_{n1}(1 - \frac{1}{24}\theta^{*2}_n - \frac{1}{12}b_1) - \frac{1}{24}\eta_1, \ (1,2,3), \qquad (11.20)$$

то есть отличается от алгоритма САОП3 только слагаемым $\frac{1}{384}\theta^{*4}_n$ в скалярной части кватерниона поворота. Влияние динамики вращения твердого тела на ориентацию определяется наличием членов в векторной части кватерниона поворота в алгоритмах третьего и четвертого порядков, которые зависят от значений приведенных моментов m_i на такте съема квазикоординат (11.2) и динамических коэффициентов a_i.

В случае свободного движения твердого тела ($m_i = 0$, $i = 1,2,3$) алгоритмы определения поворота (11.17), (11.18) и (11.19), (11.20) принимают более простой вид. Так, для степенного алгоритма третьего порядка (САОПСВ3) имеем:

$$\Delta\lambda^*_{n0} = 1 - \frac{1}{8}\theta^{*2}_n; \qquad (11.21)$$

$$\Delta\lambda^*_{n1} = \frac{1}{2}\theta^*_{n1}(1 - \frac{1}{24}\theta^{*2}_n - \frac{1}{12}(a_2\theta^{*2}_{n3} - a_3\theta^{*2}_{n2}))\,,\ (1,2,3)\,. \qquad (11.22)$$

Соответствующие формулы для алгоритма четвертого порядка для случая свободного вращения твердого тела (САОПСВ4) имеют вид:

$$\Delta\lambda^*_{n0} = 1 - \frac{1}{8}\theta^{*2}_n + \frac{1}{384}\theta^{*4}_n\,; \qquad (11.23)$$

$$\Delta\lambda^*_{n1} = \frac{1}{2}\theta^*_{n1}(1 - \frac{1}{24}\theta^{*2}_n - \frac{1}{12}(a_2\theta^{*2}_{n3} - a_3\theta^{*2}_{n2}))\,,\ (1,2,3)\,. \qquad (11.24)$$

Формулы (11.18), (11.20), (11.22), (11.24) содержат приведенные моменты m_i и динамические коэффициенты a_i, которые на практике, обычно, известны с некоторой погрешностью. Это может привносить дополнительную составляющую в общую погрешность определения ориентации. Следовательно, в приведенном виде алгоритмы САОП3, САОП4, САОПСВ3, САОПСВ4 нельзя непосредственно применять в автономном вычислителе для определения кватерниона поворота. Полученные степенные алгоритмы имеют, прежде всего, методологическое значение, ибо констатируют имеющуюся связь кинематических параметров с динамикой вращения твердого тела.

Для получения расчетных алгоритмов определения кватерниона поворота на основе разложений (11.15), (11.16) используем имеющуюся связь между проекциями вектора линейного поворота $\vec{\theta}_0 = (\theta_{01}, \theta_{02}, \theta_{03})^T$ и проекциями вектора кажущегося поворота $\vec{\theta}^*_n = (\theta^*_{n1}, \theta^*_{n2}, \theta^*_{n3})^T$ в виде [21]:

$$\theta_{01} = \theta^*_{n1} - \frac{1}{2}(a_1\theta^*_{n2}\theta^*_{n3} + \mu_1) + \frac{1}{12}a_1(\theta^*_{n1}(a_2\theta^{*2}_{n3} + a_3\theta^{*2}_{n2}) + (\mu_2\theta^*_{n3} + \mu_3\theta^*_{n2})) -$$

$$-\frac{1}{24}a_1(\theta^*_{n1}(a_2a_3\theta^*_{n1}\theta^*_{n2}\theta^*_{n3} + a_2\mu_3\theta^*_{n3} + a_3\mu_2\theta^*_{n2}) + \mu_2\mu_3) + O(\theta^{*5}_n),\ (1,2,3)\,. \qquad (11.25)$$

Поскольку $\mu_i = O(\theta_n^{*2})$, то из (11.25) можно выразить значения μ_i через компоненты векторов кажущегося и линейного поворотов:

$$\mu_i = 2\theta_{n1}^* - 2\theta_{01} - a_1\theta_{n2}^*\theta_{n3}^*,\ (1,2,3)\,. \qquad (11.26)$$

Исключим μ_i в выражениях для векторной части кватерниона поворота алгоритмов САОП3 и САОП4, при этом автоматически исключатся также динамические коэффициенты a_i. Получим в результате несложных преобразований, что

$$\Delta\vec{\lambda}_n^* = \frac{1}{2}\vec{\theta}_n^*(1 - \frac{1}{24}\theta_n^{*2}) + \frac{1}{12}(\vec{\theta}_0 \times \vec{\theta}_n^*)\,. \qquad (11.27)$$

На основе формулы (11.27) можно получить целую серию алгоритмов определения кватерниона поворота, если представить вектор линейного поворота $\vec{\theta}_0$ на такте $[t_{n-1}, t_n]$ в функции квазикоординат (1.2) на такте $[t_{n-1}, t_n]$, с предыдущих тактов, а также в случае, когда точками съема кажущихся поворотов есть внутренние точки такта $[t_{n-1}, t_n]$. Очевидно, чтобы порядок точности таких аппроксимационных алгоритмов соответствовал порядку точности степенных алгоритмов САОП3, САОП4, необходимо для $\vec{\theta}_0$ обеспечить соответствующий порядок аппроксимации по $\vec{\theta}_n^*$.

Если представить $\vec{\theta}_0$ как среднеарифметическое кажущихся поворотов на соседних тактах $[t_{n-2}, t_{n-1}]$ и $[t_{n-1}, t_n]$, то есть

$$\vec{\theta}_0 = (\vec{\theta}_{n-1}^* + \vec{\theta}_n^*)/2\,, \qquad (11.28)$$

то подстановка этого приближения в (11.27) приводит к известному разностному алгоритму третьего порядка, который приведен в [20]:

$$\Delta\lambda_{n0}^* = 1 - \frac{1}{8}\theta_n^{*2}\,, \qquad (11.29)$$

$$\Delta\vec{\lambda}_n^* = \frac{1}{2}\vec{\theta}_n^*(1-\frac{1}{24}\theta_n^{*2}) + \frac{1}{24}(\vec{\theta}_{n-1}^* \times \vec{\theta}_n^*). \qquad (11.30)$$

Применим для определения $\vec{\theta}_0$ квадратическую интерполяцию для вектора $\vec{\theta}_n^*$ на такте $[t_{n-1}, t_n]$ в условиях, когда $\vec{\theta}_n^*(t_{n-1}) = 0$:

$$\vec{\theta}_n^* = \vec{a}\tau^2 + \vec{b}\tau\ , \tau \in [0, \Delta t], \qquad (11.31)$$

что соответствует вектору угловой скорости на такте $[t_{n-1}, t_n]$ в виде $\vec{\omega} = 2\vec{a}\tau + \vec{b}$, $\tau \in [0, \Delta t]$, где $\vec{\omega}_0 = \vec{b}$.

Для определения $\vec{\theta}_0 = \vec{\omega}_0 \Delta t$ рассмотрим две точки съема первичной информации: $t_n = t_{n-1} + \Delta t$ и некоторую внутреннюю точку такта $t_{n-1+p} = t_{n-1} + p\Delta t$, $p \in (0,1)$. Обозначим соответствующие кажущиеся повороты, как $\vec{\theta}_n^*$ и $\vec{\theta}_{n-1+p}^*$, при этом имеем: $\vec{\theta}_n^* = \vec{a}(\Delta t)^2 + \vec{b}\Delta t$, $\vec{\theta}_{n-1+p}^* = \vec{a}(p\Delta t)^2 + \vec{b}(p\Delta t)$. В результате решения системы линейных уравнений относительно $\vec{a}$ и $\vec{b}$ получим, что:

$$\vec{\theta}_0 = \frac{\vec{\theta}_{n-1+p}^* - p^2\vec{\theta}_n^*}{p(1-p)},\ p \in (0,1). \qquad (11.32)$$

Зададим $p = 0{,}5$, что отвечает внутренней точке съема в середине такта, то есть $t_{n-1/2} = t_{n-1} + 0{,}5\Delta t$. В этом случае из (11.32) имеем следующую аппроксимацию для вектора линейного поворота:

$$\vec{\theta}_0 = 4\vec{\theta}_{n-1/2}^* - \vec{\theta}_n^*. \qquad (11.33)$$

Подстановка $\vec{\theta}_0$ в виде (11.33) в формулу (11.27) дает для векторной части кватерниона поворота следующее выражение:

$$\Delta\vec{\lambda}_n^* = \frac{1}{2}\vec{\theta}_n^*(1-\frac{1}{24}\theta_n^{*2}) + \frac{1}{3}(\vec{\theta}_{n-1/2}^* \times \vec{\theta}_n^*). \qquad (11.34)$$

Таким образом, для двух точек съема кажущихся поворотов имеем интерполяционный алгоритм определения поворота 3-го порядка (АОП3и2) в виде:

$$\Delta\lambda^*_{n0} = 1 - \frac{1}{8}\theta^{*2}_n, \tag{11.35}$$

$$\Delta\vec{\lambda}^*_n = \frac{1}{2}\vec{\theta}^*_n(1 - \frac{1}{24}\theta^{*2}_n) + \frac{1}{3}(\vec{\theta}^*_{n-1/2} \times \vec{\theta}^*_n). \tag{11.36}$$

Соответствующий алгоритм определения поворота четвертого порядка (АОП4и2) запишется так:

$$\Delta\lambda^*_{n0} = 1 - \frac{1}{8}\theta^{*2}_n + \frac{1}{384}\theta^{*4}_n, \tag{11.37}$$

$$\Delta\vec{\lambda}^*_n = \frac{1}{2}\vec{\theta}^*_n(1 - \frac{1}{24}\theta^{*2}_n) + \frac{1}{3}(\vec{\theta}^*_{n-1/2} \times \vec{\theta}^*_n). \tag{11.38}$$

Применим кубическую интерполяцию для $\vec{\theta}^*_n$ на такте $[t_{n-1}, t_n]$ в условиях, когда $\vec{\theta}^*_n(t_{n-1}) = 0$:

$$\vec{\theta}^*_n = \vec{a}\,\tau^3 + \vec{b}\,\tau^2 + \vec{c}\,\tau, \qquad \tau \in [0, \Delta t]. \tag{11.39}$$

Для вектора угловой скорости в этом случае имеем представление:

$$\vec{\omega} = 3\vec{a}\,\tau^2 + 2\vec{b}\,\tau + \vec{c}\ ,\ \tau \in [0, \Delta t],$$

где $\vec{\omega}_0 = \vec{c}$.

Для определения $\vec{\theta}_0$ используем три точки съема первичной информации: точку $t_n = t_{n-1} + \Delta t$ и две внутренние точки такта $t_{n-1+p} = t_{n-1} + p\Delta t$ и $t_{n-1+m} = t_{n-1} + m\Delta t$, $p \in (0,1)$, $m \in (0,1)$, $p \neq m$. Соответствующие кажущиеся повороты обозначим как $\vec{\theta}^*_n$, $\vec{\theta}^*_{n-1+p}$ и $\vec{\theta}^*_{n-1+m}$. После решения системы линейных уравнений относительно $\vec{a}$, $\vec{b}$ и $\vec{c}$ получим, что:

$$\vec{\theta}_0 = \frac{p^2 m^2 (p-m)\vec{\theta}_n^* + m^2(m-1)\vec{\theta}_{n-1+p}^* + p^2(1-p)\vec{\theta}_{n-1+m}^*}{pm(p-m)(1-p-m+pm)}, \quad (11.40)$$

где $p \in (0,1)$, $m \in (0,1)$, $p \neq m$.

Зададим $p = 1/3$, $m = 2/3$, то есть выберем внутренние точки съема t_{n-1+p}, t_{n-1+m} так, что $t_n - t_{n-1+m} = t_{n-1+p} - t_{n-1} = 1/3\,\Delta t$. В этих условиях из (11.40) имеем:

$$\vec{\theta}_0 = -(9/2)\vec{\theta}_{n-2/3}^* + 9\vec{\theta}_{n-1/3}^* + \vec{\theta}_n^*, \quad (11.41)$$

где обозначено $\vec{\theta}_{n-2/3}^* = \vec{\theta}^*(t_{n-2/3})$, $t_{n-2/3} = t_{n-1} + 1/3\,\Delta t$,
$\vec{\theta}_{n-1/3}^* = \vec{\theta}^*(t_{n-1/3})$, $t_{n-1/3} = t_{n-1} + 2/3\,\Delta t$.

Подстановка (11.41) в (11.27) дает:

$$\Delta\vec{\lambda}_n^* = \frac{1}{2}\vec{\theta}_n^*\left(1 - \frac{1}{24}\theta_n^{*2}\right) + \frac{3}{8}\left(2\vec{\theta}_{n-2/3}^* - \vec{\theta}_{n-1/3}^*\right) \times \vec{\theta}_n^*\Big).$$

Таким образом, для трех точек съема кажущихся поворотов t_n, $t_{n-2/3}$, $t_{n-1/3}$ имеем интерполяционный алгоритм определения поворота третьего порядка (АОП3и3) в виде:

$$\Delta\lambda_{n0}^* = 1 - \frac{1}{8}\theta_n^{*2}, \quad (11.42)$$

$$\Delta\vec{\lambda}_n^* = \frac{1}{2}\vec{\theta}_n^*\left(1 - \frac{1}{24}\theta_n^{*2}\right) + \frac{3}{8}\left(2\vec{\theta}_{n-2/3}^* - \vec{\theta}_{n-1/3}^*\right) \times \vec{\theta}_n^*\Big). \quad (11.43)$$

Алгоритм определения поворота четвертого порядка (АОП4и3) задается формулами:

$$\Delta\lambda_{n0}^* = 1 - \frac{1}{8}\theta_n^{*2} + \frac{1}{384}\theta_n^{*4}, \quad (11.44)$$

$$\Delta\vec{\lambda}_n^* = \frac{1}{2}\vec{\theta}_n^*\left(1 - \frac{1}{24}\theta_n^{*2}\right) + \frac{3}{8}\left(2\vec{\theta}_{n-2/3}^* - \vec{\theta}_{n-1/3}^*\right) \times \vec{\theta}_n^*\Big). \quad (11.45)$$

Отметим, что в отличие от разностных алгоритмов определения поворота, приведенных в [20], интерполяционные алгоритмы АОП3и2, АОП4и2, АОП3и3, АОП4и3 используют кажущиеся повороты во внутренних точках такта $[t_{n-1}, t_n]$ и не требуют «разгонки».

Численный эксперимент. Для получения оценок методических погрешностей разработанных интерполяционных алгоритмов определения поворота АОП3и2, АОП4и2, АОП3и3, АОП4и3 применим аналитическую эталонную модель регулярной прецессии [24], которая включает в себя аналитические выражения для кажущихся поворотов:

$$\theta_{ni}^{*} = \theta_i(t_n) - \theta_i(t_{n-1}),\ i = 1,2,3, \tag{11.46}$$

где $\theta_1(t) = 2a \sin\alpha_1 \cos(\alpha_1 + \psi)/k$, $\theta_2(t) = -2a \sin\alpha_1 \sin(\alpha_1 + \psi)/k$, $\theta_3(t) = \omega_3(0) \cdot t$, которым отвечает точный кватернион ориентации $\Lambda(t)$ с компонентами:

$$\begin{aligned}
\lambda_0(t) &= \cos\alpha_1 \cos\alpha_2 - r \sin\alpha_1 \sin\alpha_2; \\
\lambda_1(t) &= a \sin\alpha_2 \cos(\alpha_1 + \psi)/\nu; \\
\lambda_2(t) &= -a \sin\alpha_2 \sin(\alpha_1 + \psi)/\nu; \\
\lambda_3(t) &= \sin\alpha_1 \cos\alpha_2 + r \cos\alpha_1 \sin\alpha_2,
\end{aligned} \tag{11.47}$$

где обозначено: $a = (\omega_1^2(0) + \omega_2^2(0))^{1/2}$, $k = (1 - \xi_2)\omega_3(0)$, $\xi_2 = I_3/I_1$, $\alpha_1 = 0{,}5kt$, $\alpha_2 = 0{,}5\nu t$, $\cos\psi = \omega_1(0)/a$, $\sin\psi = -\omega_2(0)/a$, $\nu = (a^2 + \xi_2^2\omega_3^2(0))^{1/2}$, $r = \xi_2\omega_3(0)/\nu$.

В качестве погрешности алгоритмов будем рассматривать погрешность дрейфа [20], которая, в отличие от погрешности нормы кватерниона ориентации Λ_n^*, является неустранимой.

На рис. 11.1 показана полученная с помощью эталонной модели регулярной прецессии (11.46), (11.47), которая реализована на интервале времени $t \in [0;2000]$ с с тактом $\Delta t = 0{,}1$ с при

$\xi_2 = 12/35$ и начальных условиях $\vec{\omega}(0) = (0{,}012; -0{,}011; 0{,}015)$ рад/с, $\Lambda(0) = (1,0,0,0)^T$ оценка погрешности дрейфа для алгоритма определения поворота (11.29), (11.30), который имеет третий порядок точности и обозначен здесь как АОПБШ3. На рис. 11.2 представлена оценка погрешности дрейфа для алгоритма АОП3и2 (11.35), (11.36). Получено, что для указанной эталонной модели погрешность дрейфа алгоритма АОП3и2 примерно на два порядка меньше, чем для алгоритма АОПБШ3.

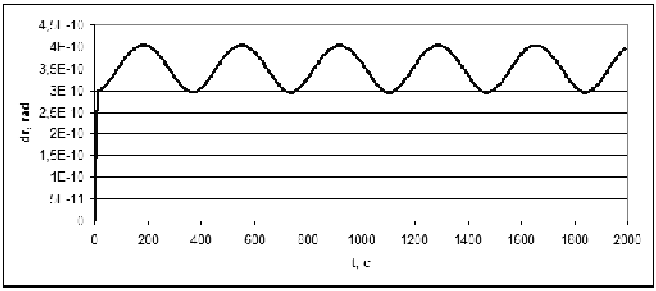


Рис. 11.1. Оценка погрешности дрейфа для алгоритма АОПБШ3

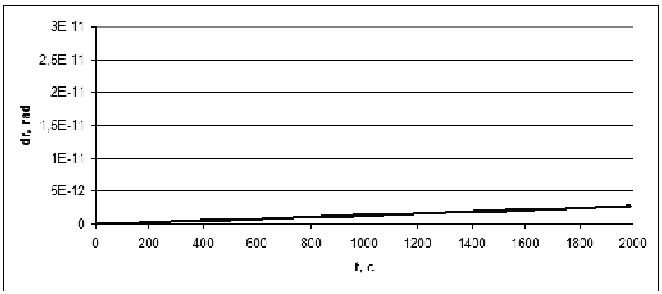


Рис. 11.2. Оценка погрешности дрейфа для алгоритма АОП3и2

На рис. 11.3 представлена оценка погрешности дрейфа для алгоритма четвертого порядка, приведенного в [20], который обозначим как АОПБШ4. Оценка погрешности дрейфа для алгоритма АОП4и2 (11.37), (11.38) показана на рис. 11.4. Сравнение результатов позволяет сделать вывод, что алгоритм АОП4и2 имеет

значительно меньшую погрешность дрейфа, чем разностный алгоритм АОПБШ4. Погрешности дрейфа для алгоритмов АОП3и3 (11.42), (11.43) и АОП4и3 (11.44), (11.45) имеют приблизительно одинаковые значения (рис. 11.5), они хуже, чем для алгоритмов АОП3и2 и АОП4и2, но лучше, чем для алгоритмов АОПБШ3 и АВОБШ4.

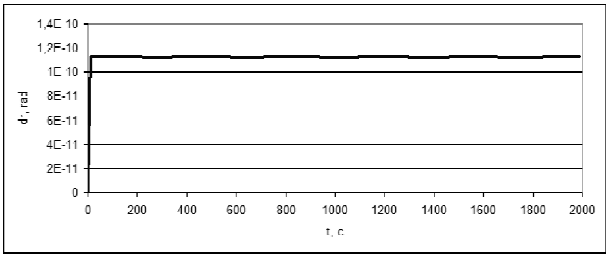


Рис. 11.3. Оценка погрешности дрейфа для алгоритма АОПБШ4

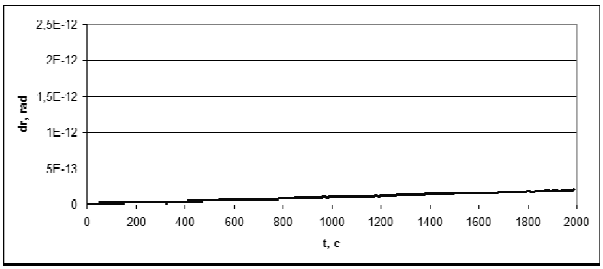


Рис 11.4. Оценка погрешности дрейфа для алгоритма АОП4и2

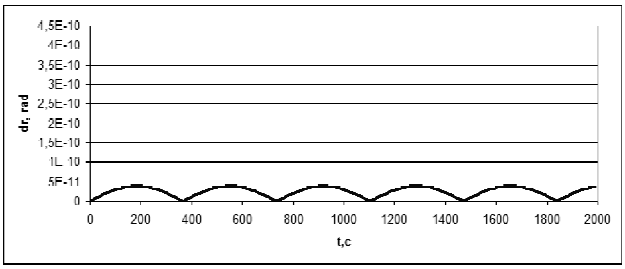


Рис. 11.5. Оценка погрешности дрейфа для алгоритмов АОП3и3 и АОП4и3

Выводы. На основании полученного в [21] разложения пятого порядка частного решения кинематического уравнения в кватернионах в степенной ряд в терминах первой разности вектора кажущегося поворота (11.1) получены алгоритмы третьего и четвертого порядков, векторная часть кватерниона поворота которых явно зависит от динамических коэффициентов a_i и приведенных моментов m_i. Для степенных алгоритмов построены их интерполяционные модификации, использующие информацию о кажущихся поворотах, снятых во внутренних точках такта $[t_{n-1}, t_n]$. На эталонной модели регулярной прецессии показано, что интерполяционные модификации степенных алгоритмов имеют повышенные точностные характеристики по сравнению с известными разностными алгоритмами того же порядка.

11.4. Эталонная тригонометрическая модель вращения твердого тела прецессионного тина

Наиболее просто можно построить эталонную модель вращения, если надлежащим образом задать аналитическое представление для кинематических параметров. Имея аналитику для кинематики вращения, несложно получить соответствующие аналитические зависимости для динамической части модели в виде проекций вектора абсолютной угловой скорости ω_i и квазикоординат (11.2). Например, в [23] для анализа точности алгоритмов определения ориентации применена трехчастотная эталонная модель, в основе которой лежит тригонометрическое представление для компонент кватерниона ориентации в виде:

$$\lambda_0(t) = \cos(k_1 t)\cdot\cos(k_2 t); \qquad \lambda_1(t) = \sin(k_1 t)\cdot\cos(k_2 t);$$
$$\lambda_2(t) = \sin(k_2 t)\cdot\cos(k_3 t); \qquad \lambda_3(t) = \sin(k_2 t)\cdot\sin(k_3 t). \quad (11.48)$$

Расширение класса непрерывных эталонных моделей возможно за счет новых представлений для кватерниона ориентации модели. В работе [24] предлагается новое представление для кватерниона ориентации модели, которое обобщает представление (11.48).

Зададим компоненты кватерниона ориентации модели в виде:

$$\lambda_0(t) = \cos(k_1 t)\cdot\cos(k_2 t) - \xi\sin(k_1 t)\cdot\sin(k_2 t);$$
$$\lambda_1(t) = \eta\cdot\sin(k_1 t)\cdot\cos(k_3 t);$$
$$\lambda_2(t) = \eta\cdot\sin(k_1 t)\cdot\sin(k_3 t);$$
$$\lambda_3(t) = \cos(k_1 t)\cdot\sin(k_2 t) + \xi\sin(k_1 t)\cdot\cos k_2 t), \qquad (11.49)$$

где $\xi^2 + \eta^2 = 1$ – условие нормированности кватерниона $\|\Lambda(t)\| = 1$.

Продифференцируем (11.49) по t, получим следующие выражения для производных компонент кватерниона:

$$\dot{\lambda}_0(t) = -k_1\sin(k_1 t)\cos(k_2 t) - k_2\cos(k_1 t)\sin(k_2 t) - \xi k_1\cos(k_1 t)\sin(k_2 t) - \\ - \xi k_2\sin(k_1 t)\cos(k_2 t);$$
$$\dot{\lambda}_1(t) = \eta k_1\cos(k_1 t)\cos(k_3 t) - \eta k_3\sin(k_1 t)\sin(k_3 t);$$
$$\dot{\lambda}_2(t) = -\eta k_1\cos(k_1 t)\sin(k_3 t) + \eta k_3\sin(k_1 t)\cos(k_3 t);$$
$$\dot{\lambda}_0(t) = -k_1\sin(k_1 t)\sin(k_2 t) + k_2\cos(k_1 t)\cos(k_2 t) + \xi k_1\cos(k_1 t)\cos(k_2 t) - \\ - \xi\cdot k_2\sin(k_1 t)\sin(k_2 t). \qquad (11.50)$$

Чтобы получить формулы для компонент скорости ω_i, воспользуемся обращенным кинематическим уравнением для нормированного кватерниона в форме [20]:

$$\omega(t) = 2\cdot\tilde{\Lambda}(t)\circ\dot{\Lambda}(t), \qquad (11.51)$$

где $\tilde{\Lambda}(t)$ – кватернион, сопряженный кватерниону (11.49). Подстановка выражений для компонент кватерниона (11.49) и производных от этих компонент (11.50) в выражение (11.51) дает:

$$\omega_1(t) = \eta(2k_1 + \xi k_2 + \xi k_3)\cos((k_2 - k_3)t) + 0{,}5\eta(k_2 + k_3)(1-\xi)\times \\ \times\cos((2k_1 - k_2 + k_3)t) - 0{,}5\eta(k_2 + k_3)(1+\xi)\cos((2k_1 + k_2 - k_3)t);$$
$$\omega_2(t) = \eta(2k_1 + \xi k_2 + \xi k_3)\sin((k_3 - k_2)t) + 0{,}5\eta(k_2 + k_3)(1-\xi)\times \\ \times\sin((2k_1 - k_2 + k_3)t) + 0{,}5\eta(k_2 + k_3)(1+\xi)\sin((2k_1 + k_2 - k_3)t);$$
$$\omega_3(t) = (2\xi k_1 + k_2 + \xi^2 k_2 - \eta^2 k_3) + (k_2 - \xi^2 k_2 + \eta^2 k_3)\cos(2k_1 t). \qquad (11.52)$$

Интегрируя (11.52) по времени от 0 до t, получим компоненты вектора кажущегося поворота в виде:

$$\theta_1(t) = \eta(2k_1 + \xi k_2 + \xi k_3)\sin((k_2 - k_3)t)/(k_2 - k_3) + 0{,}5\eta(k_2 + k_3)(1 - \xi) \times$$
$$\times \sin((2k_1 - k_2 + k_3)t)/(2k_1 - k_2 + k_3) - 0{,}5\eta(k_2 + k_3)(1 + \xi) \times$$
$$\times \sin((2k_1 + k_2 - k_3)t)/(2k_1 + k_2 - k_3);$$
$$\theta_2(t) = \eta(2k_1 + \xi k_2 + \xi k_3)(\cos((k_3 - k_2)t) - 1)/(k_2 - k_3) + 0{,}5\eta(k_2 + k_3) \times$$
$$\times (1 - \xi)(\cos((2k_1 - k_2 + k_3)t) - 1)/(k_2 - k_3 - 2k_1) + 0{,}5\eta(k_2 + k_3) \times$$
$$\times (1 + \xi)(\cos((2k_1 + k_2 - k_3)t) - 1)/(k_3 - k_2 - 2k_1);$$
$$\theta_3(t) = (2\xi k_1 + k_2 + \xi^2 k_2 - \eta^2 k_3)t + (k_2 - \xi^2 k_2 + \eta^2 k_3)\sin(2k_1 t)/(2k_1). \quad (11.53)$$

Модельные значения квазикоординат (11.2) определяются по формуле

$$\theta^*_{ni} = \theta_i(t_n) - \theta_i(t_{n-1}),\ i = 1,2,3, \quad (11.54)$$

Таким образом, эталонная модель вращения полностью определяется формулами (11.52), (11.53), (11.49), если предварительно задать частоты k_1, k_2, k_3 и параметры ξ, η при условии. $\xi^2 + \eta^2 = 1$. Будем обозначать введенную эталонную модель вращения как $EM(\xi, \eta)$.

Предложенная модель при $\xi = 0$, $\eta = 1$, т.е. $EM(0,1)$ и круговой перестановке индексов (3,1,2) компонент векторной части кватерниона модели превращается в модель (11.48), представленную в [23].

Численная реализация модели. Рассмотрим модель вращения (11.52), (11.53), (11.49) при некоторых наборах частот k_1, k_2, k_3 и параметров ξ, η.

На рис. 11.6 и рис. 11.7 приведены зависимости проекций вектора модельной угловой скорости от времени при $k_1 = -0{,}015$, $k_2 = 0{,}025$, $k_3 = 0{,}045$ и разных наборах параметров ξ, η.

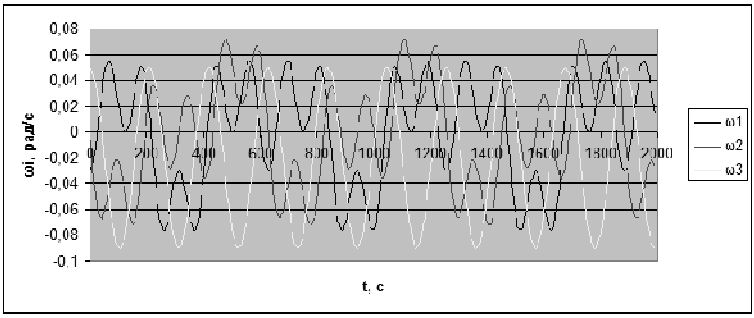


Рис. 11.6. Проекции вектора угловой скорости модели $EM(0,1)$

Соответствующие зависимости проекций вектора модельной угловой скорости от времени при $k_1 = -0{,}015$, $k_2 = 0{,}025$, $k_3 = 0{,}005$, $\xi = 0{,}6$, $\eta = 0{,}8$ приведены на рис. 11.8. При значениях параметров $k_1 = -0{,}015$, $k_2 = 0{,}025$, $k_3 = -0{,}025$, $\xi = 0{,}6$, $\eta = 0{,}8$ модельное движение вполне соответствует случаю регулярной прецессии (рис. 11.9).

Очевидно, что предложенная здесь модель вращения охватывает достаточно широкий спектр движений объекта как твердого тела.

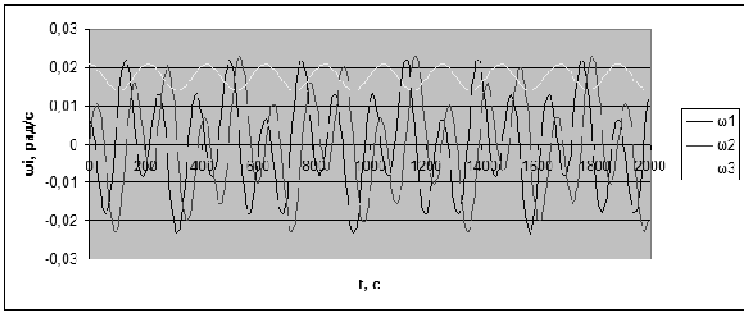


Рис. 11.7. Проекции вектора угловой скорости модели $EM(40/4; -9/41)$

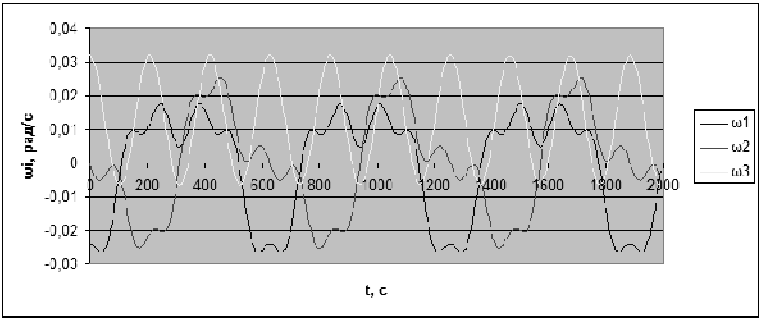


Рис. 11.8. Проекции вектора угловой скорости модели $EM(0{,}6;\ 0{,}8)$ при $k_3 = 0{,}005$

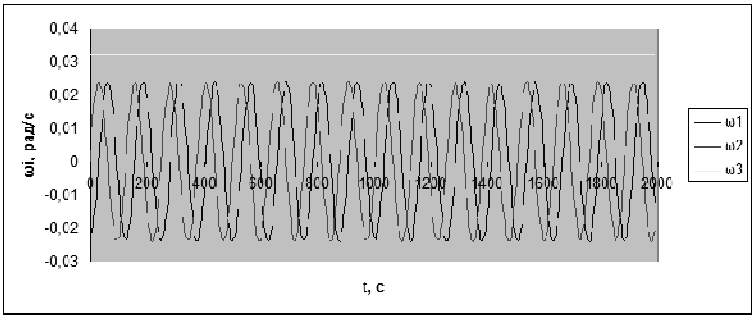


Рис. 11.9. Проекции вектора угловой скорости модели $EM(0{,}6;0{,}8)$ при $k_1 = -0{,}015; k_2 = 0{,}025; k_3 = -0{,}025$

Оценивание алгоритмов на эталонной модели. Проведем оценивание погрешности дрейфа для алгоритма АОПБШ3, для которого кватернион поворота на такте задается формулами (11.29), (11.30).

На рис. 11.10–11.13 представлены зависимости оценки дрейфа алгоритма АОПБШ3 от времени, полученные на эталонной модели (11.52), (11.53), (11.49) при различных значениях частот k_1, k_2, k_3 и параметров ξ, η.

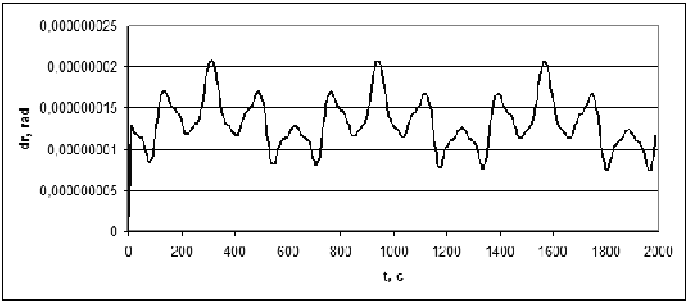


Рис. 11.10. Погрешность дрейфа алгоритма АОПБШ3 на модели $EM(0;1)$

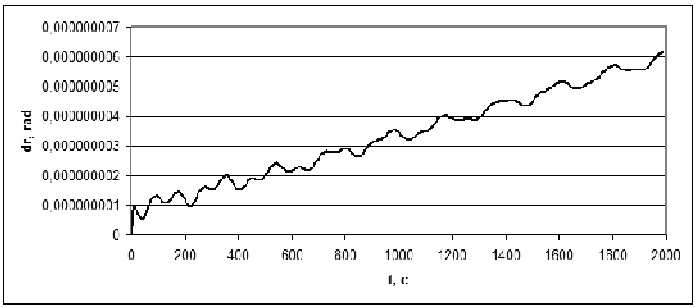


Рис. 11.11. Погрешность дрейфа алгоритма АОПБШ3 на модели $EM(40/4;-9/41)$

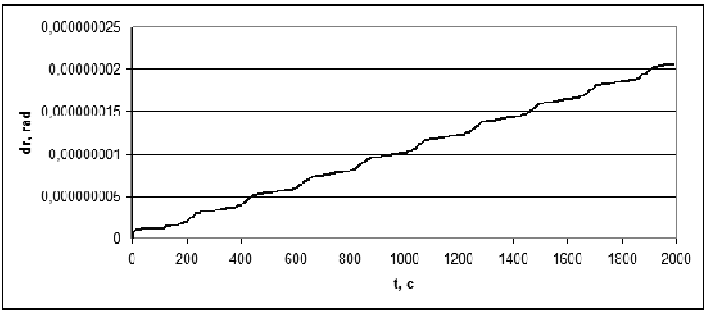


Рис. 11.12. Погрешность дрейфа алгоритма АОПБШ3 на модели $EM(0{,}6;0{,}8)$ при $k_3 = 0{,}005$

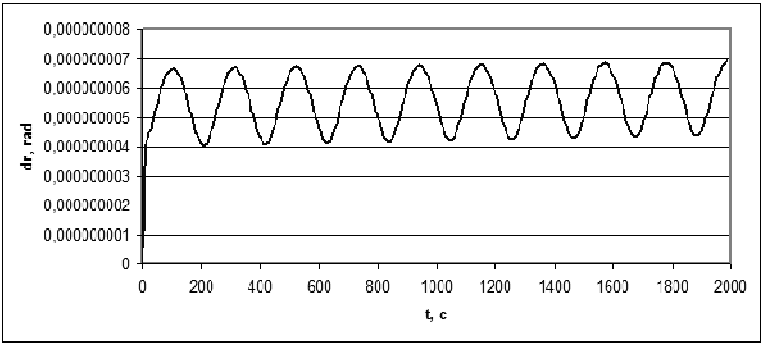


Рис. 11.13. Погрешность дрейфа алгоритма АОПБШ3 на модели $EM(0{,}6;0{,}8)$ при $k_1 = -0{,}015; k_2 = 0{,}025; k_3 = -0{,}025$

Анализ приведенных зависимостей позволяет сделать вывод, что оценивание алгоритма определения ориентации на эталонной модели регулярной прецессии (рис. 11.13) нельзя считать достаточным, так как в этом случае погрешность дрейфа имеет гармонический характер, в то время как погрешности дрейфа на рис. 11.11 и рис. 11.12 имеют выраженный возрастающий характер.

Выводы. Предложена новая трехчастотная тригонометрическая эталонная модель вращения твердого тела, которая обобщает тригонометрическую модель, представленную в [23]. Показано, что при помощи этой модели можно получить достаточно широкий набор движений объекта как твердого тела. При соответствующих значениях параметров представленная модель превращается в модель регулярной прецессии. Для алгоритма третьего порядка на предложенной эталонной модели при разных значениях параметров получены оценки погрешности дрейфа. Анализ результатов позволяет сделать вывод о том, что регулярная прецессия не является наихудшим движением, на котором надо оценивать точность алгоритмов определения ориентации, как это считалось ранее. Поэтому и оптимизация алгоритмов на регулярной прецессии [4] не может считаться целесообразной.

11.5. Повышение точности реверсивных схем алгоритмов определения кватернионов ориентации

При решении задачи определения ориентации в БИНС в условиях постоянного такта работы бортового вычислителя Δt к соответствующим расчетным алгоритмам предъявляются жесткие требования минимальной загрузки вычислителя на такте при точности определения кватернионов ориентации, достаточной для выполнения основной технической задачи, возлагаемой на подвижный объект. Известно, что для простых в вычислительном плане алгоритмов низкого порядка повышение точности определения ориентации может быть достигнуто за счет специальной организации вычислений, например, за счет применения реверсивной схемы [25,26]. Реверсивная схема лежит в основе алгоритмов, используемых в бесплатформенных инерциальных подсистемах ориентации систем управления, разрабатываемых в НПП «ХАРТРОН-АРКОС» для космических аппаратов. В различных модификациях такие алгоритмы были реализованы в системах управления транспортных модулей орбитального комплекса «Мир», блока «Заря» международной космической станции «Альфа», космического аппарата «Аркон» многоцелевой космической системы наблюдения, ряда спутников дистанционного зондирования Земли.

Для первичной информации о вращении твердого тела, поступающей с гироскопов на такте $[t_{n-1}, t_n]$ в виде квазикоординат (11.2) реверсивная схема алгоритма определения кватерниона ориентации приведена в [25].

В соответствии с этой схемой на нечетных тактах компоненты кватерниона ориентации Λ_n^* вычисляются по формулам:

$$\lambda_{n0}^* = \lambda_{n-1,0}^* - \frac{1}{2}(\lambda_{n-1,1}^*\theta_{n1}^* + \lambda_{n-1,2}^*\theta_{n2}^* + \lambda_{n-1,3}^*\theta_{n3}^*);$$

$$\lambda_{n1}^* = \lambda_{n-1,1}^* + \frac{1}{2}(\lambda_{n0}^*\theta_{n1}^* + \lambda_{n-1,2}^*\theta_{n3}^* - \lambda_{n-1,3}^*\theta_{n2}^*);$$

$$\lambda_{n2}^* = \lambda_{n-1,2}^* + \frac{1}{2}(\lambda_{n0}^*\theta_{n2}^* + \lambda_{n-1,3}^*\theta_{n1}^* - \lambda_{n1}^*\theta_{n3}^*);$$

$$\lambda^*_{n3} = \lambda^*_{n-1,3} + \frac{1}{2}(\lambda^*_{n0}\theta^*_{n3} + \lambda^*_{n1}\theta^*_{n2} - \lambda^*_{n2}\theta^*_{n1}). \qquad (11.55)$$

На четных тактах последовательность вычислений параметров текущей ориентации противоположна:

$$\lambda^*_{n3} = \lambda^*_{n-1,3} + \frac{1}{2}(\lambda^*_{n-1,0}\ \theta^*_{n3} + \lambda^*_{n-1,1}\theta^*_{n2} - \lambda^*_{n-1,2}\theta^*_{n1});$$

$$\lambda^*_{n2} = \lambda^*_{n-1,2} + \frac{1}{2}(\lambda^*_{n-1,0}\theta^*_{n2} + \lambda^*_{n3}\theta^*_{n1} - \lambda^*_{n-1,1}\theta^*_{n3});$$

$$\lambda^*_{n1} = \lambda^*_{n-1,1} + \frac{1}{2}(\lambda^*_{n-1,0}\theta^*_{n1} + \lambda^*_{n2}\theta^*_{n3} - \lambda^*_{n3}\theta^*_{n2});$$

$$\lambda^*_{n0} = \lambda^*_{n-1,0} - \frac{1}{2}(\lambda^*_{n1}\theta^*_{n1} + \lambda^*_{n2}\theta^*_{n2} + \lambda^*_{n3}\theta^*_{n3}). \qquad (11.56)$$

При этом в основу схемы (11.55), (11.56) положен алгоритм определения ориентации первого порядка:

$$\lambda^*_{n0} = \lambda^*_{n-1,0} - \frac{1}{2}(\lambda^*_{n-1,1}\theta^*_{n1} + \lambda^*_{n-1,2}\theta^*_{n2} + \lambda^*_{n-1,3}\theta^*_{n3});$$

$$\lambda^*_{n1}\ = \lambda^*_{n-1,1} + \frac{1}{2}(\lambda^*_{n0}\theta^*_{n1} + \lambda^*_{n-1,2}\theta^*_{n3} - \lambda^*_{n-1,3}\theta^*_{n2});\ (1,2,3)\ . \quad (11.57)$$

Как отмечено в [25], применение реверсивной схемы к алгоритму (11.57) обеспечивает уменьшение методической погрешности вычисления кватерниона ориентации на порядок по сравнению с методической погрешностью исходного алгоритма (11.57).

Другая схема реверсивного алгоритма для случая первичной информации о вращении твердого тела на такте в виде проекций $\omega_{ni}, (i = 1,2,3)$ вектора абсолютной угловой скорости тела $\vec{\omega}_n = \vec{\omega}(t_n)$ на связанные оси приведена в [27]. По этой схеме на каждом такте вычислений определяется величина нормирующего множителя $s_n = 1 - \Lambda^2_{n-1}$, где $\Lambda^2_{n-1} = \lambda^{*2}_{n-1,0} + \lambda^{*2}_{n-1,1} + \lambda^{*2}_{n-1,2} + \lambda^{*2}_{n-1,3}$. Компоненты текущего кватерниона Λ^*_n вычисляются так:

– на нечетных тактах

$$\lambda^*_{n0} = \lambda^*_{n-1,0} - \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,1}\omega_{n1} + \lambda^*_{n-1,2}\omega_{n2} + \lambda^*_{n-1,3}\omega_{n3}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,0}s_n;$$

$$\lambda^*_{n1} = \lambda^*_{n-1,1} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n0}\omega_{n1} + \lambda^*_{n-1,2}\omega_{n3} - \lambda^*_{n-1,3}\omega_{n2}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,1}s_n;$$

$$\lambda^*_{n2} = \lambda^*_{n-1,2} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n0}\omega_{n2} + \lambda^*_{n-1,3}\omega_{n1} - \lambda^*_{n1}\omega_{n3}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,2}s_n;$$

$$\lambda^*_{n3} = \lambda^*_{n-1,3} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n0}\omega_{n3} + \lambda^*_{n1}\omega_{n2} - \lambda^*_{n2}\omega_{n1}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,3}s_n; \quad (11.58)$$

– на четных тактах

$$\lambda^*_{n3} = \lambda^*_{n-1,3} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,0}\omega_{n3} + \lambda^*_{n-1,1}\omega_{n2} - \lambda^*_{n-1,2}\omega_{n1}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,3}s_n;$$

$$\lambda^*_{n2} = \lambda^*_{n-1,2} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,0}\omega_{n2} + \lambda^*_{n3}\omega_{n1} - \lambda^*_{n-1,1}\omega_{n3}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,2}s_n;$$

$$\lambda^*_{n1} = \lambda^*_{n-1,1} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,0}\omega_{n1} + \lambda^*_{n2}\omega_{n3} - \lambda^*_{n3}\omega_{n2}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,1}s_n;$$

$$\lambda^*_{n0} = \lambda^*_{n-1,0} - \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n1}\omega_{n1} + \lambda^*_{n2}\omega_{n2} + \lambda^*_{n3}\omega_{n3}) + 0{,}5\lambda^*_{n-1,0}s_n. \quad (11.59)$$

Схема (11.58), (11.59) построена по принципу методов первого порядка, дополнительно в ней применено последовательное текущее нормирование кватерниона. Сравнение этой схемы со схемой (11.55), (11.56) позволяет сделать вывод, что здесь использовано представление приращений кажущихся поворотов (11.2) в виде $\theta^*_{ni} = \omega_{ni} \cdot \Delta t$.

Получим действительные оценки точности определения ориентации реверсивных схем (11.55), (11.56) и (11.58), (11.59) на эталонной модели регулярной прецессии твердого тела и предложим пути повышения точности этих схем.

Исследование реверсивных алгоритмов на модели регулярной прецессии. Для получения оценок методических погрешностей реверсивных схем ((11.55), (11.56) и (11.58), (11.59) приме-

ним эталонную модель регулярной прецессии в виде аналитических выражений для квазикоординат (приращений кажущихся поворотов) [22]:

$$\theta_{ni}^{*} = \theta_i(t_n) - \theta_i(t_{n-1}), \quad i = 1,2,3, \tag{11.60}$$

где $\theta_1(t) = 2a\sin\alpha_1\cos(\alpha_1 + \psi)/k$, $\theta_2(t) = -2a\sin\alpha_1\sin(\alpha_1 + \psi)/k$, $\theta_3(t) = \omega_3(0)\cdot t$,

и аналитических выражений для компонент кватерниона ориентации $\Lambda(t)$:

$$\begin{aligned}
\lambda_0(t) &= \cos\alpha_1\cos\alpha_2 - r\sin\alpha_1\sin\alpha_2;\\
\lambda_1(t) &= a\sin\alpha_2\cos(\alpha_1 + \psi)/\nu;\\
\lambda_2(t) &= -a\sin\alpha_2\sin(\alpha_1 + \psi)/\nu;\\
\lambda_3(t) &= \sin\alpha_1\cos\alpha_2 + r\cos\alpha_1\sin\alpha_2,
\end{aligned} \tag{11.61}$$

где $a = (\omega_1^2(0) + \omega_2^2(0))^{1/2}$, $k = (1-\xi_2)\omega_3(0)$, $\xi_2 = I_3/I_1$, I_1, I_3 – моменты инерции твердого тела относительно первой и третьей оси, $\cos\psi = \omega_1(0)/a$, $\sin\psi = -\omega_2(0)/a$, $\alpha_1 = 0{,}5kt$, $\alpha_2 = 0{,}5\nu t$, $\nu = (a^2 + \xi_2^2\omega_3^2(0))^{1/2}$, $r = \xi_2\omega_3(0)/\nu$.

В качестве погрешностей алгоритмов будем рассматривать погрешность дрейфа [22]:

$$\delta\theta_n = 2arctg(|vect(\delta\Lambda_n|)/sqal(\delta\Lambda_n)), \tag{11.62}$$

где $\delta\Lambda_n$ – кватернион накопленной погрешности ориентации (кватернион рассогласования) $\delta\Lambda_n = \Lambda_n^{*} \circ \widetilde{\Lambda}_n$, Λ_n^{*} – вычисленный кватернион, $\widetilde{\Lambda}_n$ – кватернион, сопряженный кватерниону ориентации (11.61) эталонной модели: $\widetilde{\Lambda}_n = sqal(\Lambda_n) - vect(\Lambda_n)$;

а также погрешность нормы вычисленного кватерниона ориентации:

$$\chi_n = 1 - \Lambda_n^2 \ , \qquad (11.63)$$

где $\Lambda_n^2 = \lambda_{n0}^{*2} + \lambda_{n1}^{*2} + \lambda_{n2}^{*2} + \lambda_{n3}^{*2}$.

На рис. 11.14 показана зависимость от времени оценки погрешности дрейфа для реверсивного алгоритма (11.55), (11.56), полученная на эталонной модели (11.60), (11.61) при начальных условиях $\vec{\omega}(0) = (-0{,}0212;\cdot 0{,}012;\cdot 0{,}015)$ рад/с, $\Lambda(0) = (1;0;0;0)^T$, $\xi_2 = 0{,}45$ на интервале времени $t \in [0;2000]$ с, $\Delta t = 0{,}1$ с.

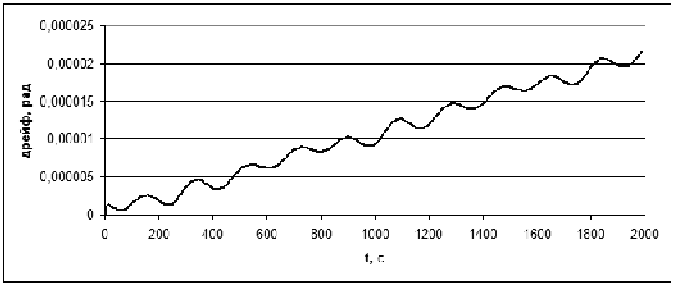


Рис. 11.14. Оценка погрешности дрейфа для реверсивного алгоритма (11.55), (11.56)

Для сравнения на рис. 11.15 представлены также оценки погрешности дрейфа для алгоритма первого порядка (11.57) и алгоритма второго порядка [19]:

$$\lambda_{n0}^* = \lambda_{n-1,0}^*(1 - \frac{1}{8}\Lambda_n^2) - \frac{1}{2}(\lambda_{n-1,1}^*\theta_{n1}^* + \lambda_{n-1,2}^*\theta_{n2}^* + \lambda_{n-1,3}^*\theta_{n3}^*);$$

$$\lambda_{n1}^* = \lambda_{n-1,1}^*(1 - \frac{1}{8}\Lambda_n^2) + \frac{1}{2}(\lambda_{n-1,0}^*\theta_{n1}^* + \lambda_{n-1,2}^*\theta_{n3}^* - \lambda_{n-1,3}^*\theta_{n2}^*); \ (1,2,3) \ . \qquad (11.64)$$

Как видно на рис. 11.15, оценка погрешности дрейфа для реверсивного алгоритма (11.55), (11.56) приблизительно в 2 раза лучше, чем для алгоритма первого порядка, но на 25% хуже, чем для алгоритма второго порядка, что не вполне соответствует выводам [25].

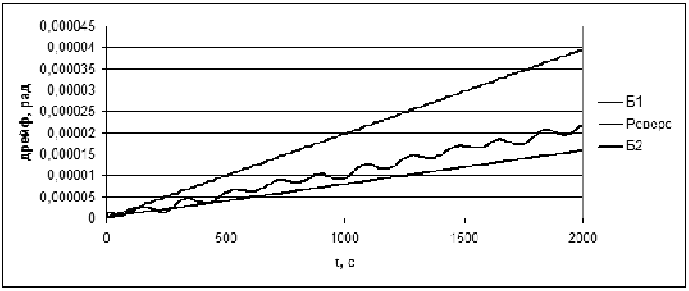


Рис. 11.15. Оценки погрешности дрейфа для алгоритма первого порядка (11.57) (верхняя линия), второго порядка (11.64) (нижняя линия) и реверсивного алгоритма (11.55), (11.56)

Зависимость от времени оценки погрешности нормы χ_n для реверсивного алгоритма (11.55), (11.56) показана на рис. 11.16. Хотя в этом алгоритме не предусмотрена процедура нормирования кватерниона, благодаря реверсивной схеме оценка погрешности нормы со временем не возрастает и находится в пределах $-2{,}1\cdot 10^{-6} < \chi_n < -1{,}1\cdot 10^{-7}$.

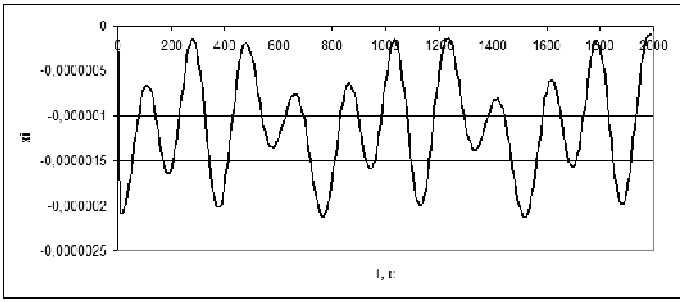


Рис. 11.16. Оценка погрешности нормы χ_n для реверсивной схемы (11.55), (11.56)

Применение реверсивной схемы к алгоритму (11.64) характеризуется оценками дрейфа и погрешности нормы, приведенными на рис. 11.17 и рис. 11.18. Эти оценки даже хуже, чем для алгорит-

ма первого порядка (11.57). Таким образом, реверсивная схема вычислений обеспечивает повышение точности определения ориентации только для алгоритма первого порядка.

Финитное нормирование кватерниона ориентации в реверсивных схемах. Усовершенствование реверсивной схемы (11.55), (11.56) возможно за счет включения в эту схему процедуры нормирования кватерниона ориентации. Так, нормирование может быть предварительным (в начале вычислений на такте), последовательным текущим (как в приведенной схеме (11.58), (11.59)) и финитным (после всех вычислений на такте). Проведенное исследование показало, что именно финитное нормирование кватерниона ориентации является наиболее целесообразным.

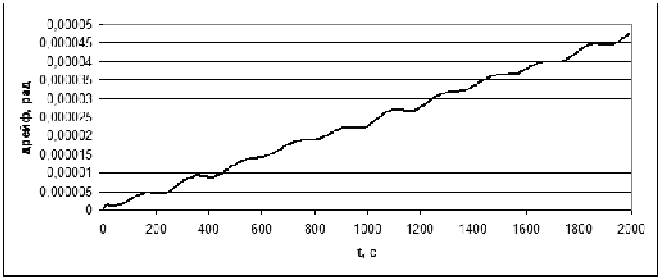


Рис. 11.17. Оценка погрешности дрейфа для реверсивной схемы алгоритма второго порядка

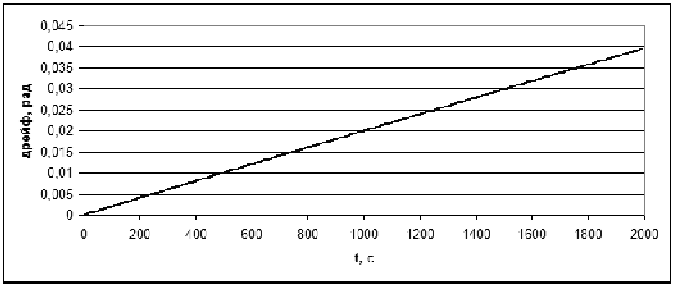


Рис. 11.18. Оценка погрешности нормы χ_n для реверсивной схемы алгоритма второго порядка

Для нормирования кватерниона ориентации Λ_n^* применим формулу:

$$\Lambda_n^{**} = \frac{\Lambda_n^*}{1+\alpha}, \qquad (11.65)$$

где $\left\|\Lambda_n^{**}\right\| = 1$, $|\alpha| < 1$. Покомпонентно из (11.65) имеем:

$$\lambda_{ni}^{**} = \frac{\lambda_{ni}^*}{1+\alpha}, \; i = \overline{0,3}. \qquad (11.66)$$

Возведем (11.66) в квадрат и просуммируем по i, в результате получим выражение

$$\Lambda_n^2 = (1+\alpha)^2,$$

из которого с учетом малости величины α найдем ее значение:

$$\alpha = 0{,}5(\Lambda_n^2 - 1).$$

Поскольку $|\alpha| < 1$, то, домножив числитель и знаменатель правой части (11.65) на $(1-\alpha)$ и, пренебрегая величиной α^2 в знаменателе, можно заменить (11.65) приближенной формулой:

$$\Lambda_n^{**} = \Lambda_n^*(1-\alpha),$$

которая, с учетом выражения для α, принимает такой вид:

$$\Lambda_n^{**} = \Lambda_n^*(1{,}5 - 0{,}5\Lambda_n^2). \qquad (11.67)$$

Такое нормирование не использует операцию деления в отличие от обычного нормирования кватерниона, не влияет на погрешность дрейфа, при этом обеспечивается асимптотическая устойчивость процесса нормирования: $\left\|\Lambda_n^{**}\right\| \to 1$.

Применим финитное нормирование в составе реверсивной схемы (11.55), (11.56). Полученная оценка погрешности дрейфа

приведена на рис. 11.19. Очевидно, имеет место значительное улучшение оценки погрешности нормы по сравнению с ненормированной схемой.

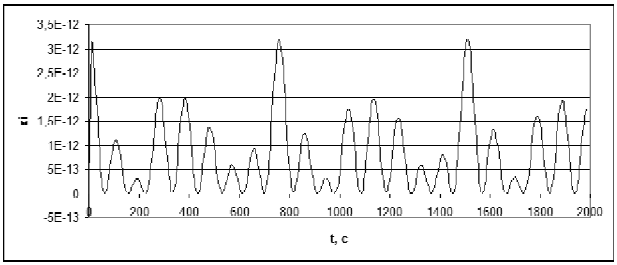


Рис. 11.19. Оценка погрешности нормы χ_n для реверсивной схемы с финитным нормированием кватерниона

Рассмотрим теперь реверсивную схему (11.58), (11.59). Зависимости от времени оценок погрешности дрейфа и погрешности нормы для этой схемы представлены на рис. 11.20 и рис. 11.21.

Для этого алгоритма оценка погрешности дрейфа имеет пилообразный характер и на порядок хуже оценки дрейфа для реверсивного алгоритма (11.55), (11.56). Текущее нормирование кватерниона ориентации обеспечивает оценку погрешности нормы приблизительно в промежутке $-2\cdot10^{-6} < \chi_n < 1{,}6\cdot10^{-6}$, при этом увеличения погрешности не происходит.

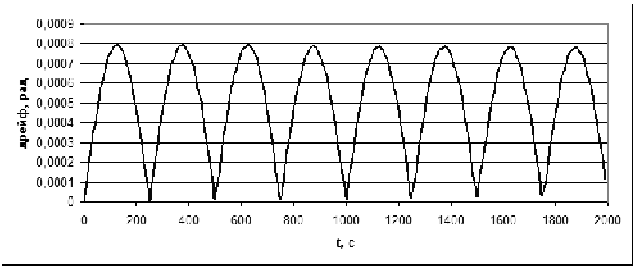


Рис. 11.20. Оценка погрешности дрейфа для реверсивной схемы (11.58), (11.59)

Усовершенствуем схему (11.58), (11.59) за счет использования первичной информации с предыдущего такта $[t_{n-2}, t_{n-1}]$ и финитного нормирования кватерниона ориентации. При этом вместо представления приращений кажущихся поворотов в виде $\theta^*_{ni} = \omega_{ni} \cdot \Delta t$ применим более точную аппроксимацию в виде

$$\theta^*_{ni} = 0{,}5(\omega_{n-1,i} + \omega_{ni})\Delta t \ . \qquad (11.68)$$

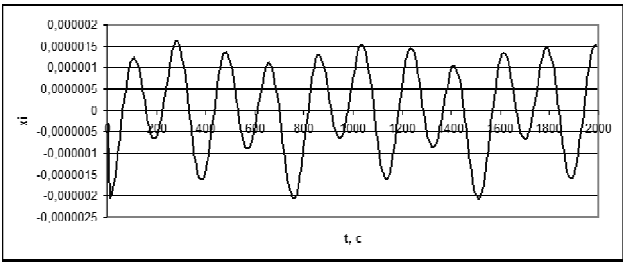


Рис. 11.21. Оценка погрешности нормы χ_n для реверсивной схемы (11.58), (11.59)

Тогда кватернион ориентации вычисляется на нечетных тактах по формулам:

$$\lambda^*_{n0} = \lambda^*_{n-1,0} - \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,1}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}) + \lambda^*_{n-1,2}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}) + \lambda^*_{n-1,3}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}));$$

$$\lambda^*_{n1} = \lambda^*_{n-1,1} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n0}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}) + \lambda^*_{n-1,2}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}) - \lambda^*_{n-1,3}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}));$$

$$\lambda^*_{n2} = \lambda^*_{n-1,2} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n0}(\omega_{n-12} + \omega_{n2}) + \lambda^*_{n-1,3}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}) - \lambda^*_{n1}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}));$$

$$\lambda^*_{n3} = \lambda^*_{n-1,3} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n0}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}) + \lambda^*_{n1}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}) - \lambda^*_{n2}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1})). \qquad (11.69)$$

На четных тактах компоненты кватерниона ориентации вычисляются по формулам:

$$\lambda^*_{n3} = \lambda^*_{n-1,3} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,0}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}) + \lambda^*_{n-1,1}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}) - \\ - \lambda^*_{n-1,2}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}));$$

$$\lambda^*_{n2} = \lambda^*_{n-1,2} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,0}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}) + \lambda^*_{n3}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}) - \\ - \lambda^*_{n-1,1}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}));$$

$$\lambda^*_{n1} = \lambda^*_{n-1,1} + \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n-1,0}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}) + \lambda^*_{n2}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3}) - \\ - \lambda^*_{n3}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}));$$

$$\lambda^*_{n0} = \lambda^*_{n-1,0} - \frac{\Delta t}{2}(\lambda^*_{n1}(\omega_{n-1,1} + \omega_{n1}) + \lambda^*_{n2}(\omega_{n-1,2} + \omega_{n2}) + \\ + \lambda^*_{n3}(\omega_{n-1,3} + \omega_{n3})). \qquad (11.70)$$

Дополнительно в конце каждого такта вычислений к полученному кватерниону ориентации применяется финитное нормирование по формуле (11.67).

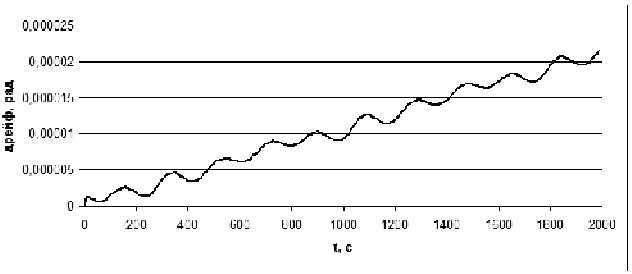


Рис. 11.22. Оценка погрешности дрейфа для реверсивной схемы (11.69), (11.70) с финитным нормированием

Результаты оценивания погрешности дрейфа и погрешности нормы для этой схемы представлены на рис. 11.22 и рис. 11.23 и практически не отличаются от результатов, полученных для схемы

(11.55), (11.56) с дополнительным финитным нормированием (рис. 11.14 и рис. 11.19).

Сравнение полученных оценок точности для предложенной схемы (11.69), (11.70) с финитным нормированием и соответствующих оценок точности для известной схемы (11.58), (11.59) с последовательным текущим нормированием кватерниона показывает существенное повышение точности определения ориентации, как по оценке погрешности дрейфа, так и по оценке погрешности нормы.

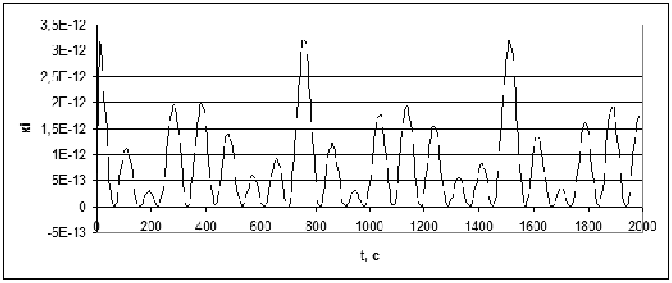


Рис. 11.23. Оценка погрешности нормы χ_n для реверсивной схемы (11.69), (11.70) с финитным нормированием

Выводы. Рассмотрены реверсивные схемы определения кватерниона ориентации в БИНС для разных видов первичной информации о вращении твердого тела. На основе эталонной модели регулярной прецессии получены оценки точности реверсивных схем в виде погрешности дрейфа и погрешности нормы. Получено, что реверсивная схема для алгоритма первого порядка имеет улучшенную погрешность дрейфа по сравнению с погрешностью алгоритма первого порядка, но большую, чем для алгоритма второго порядка. Показано, что эффективное применение реверсивной схемы ограничено алгоритмами первого порядка.

Для улучшения точности реверсивных схем предложена процедура финитного нормирования кватерниона ориентации, которая не влияет на погрешность дрейфа и не использует опера-

цию деления. Также известная реверсивная схема усовершенствована путем применения более точной аппроксимации приращений кажущихся поворотов на такте вычислений.

Список литературы:

1. Mortensen R.E. Strapdown Guidance Error Analysis. – IEEE Trans. Aerospace and Electr. Syst., 1974, vol.10, No 4, pp.451–458.

2. Ткаченко А.И. О применении параметров Родрига-Гамильтона в алгоритмах определения ориентации объекта // Кибернет. и вычисл. техн. – К., 1970.– Вып. 5.– С. 20–22.

3. Панов А.П. Оптимизация методов вычисления кватернионов при конических колебаниях твердого тела// Механика гироскоп. систем. – К., 1984. – Вып. 3.– С. 105–112.

4. Панов А.П. Оптимизация высокоточных алгоритмов вычисления кватернионов в случае прецессии твердого тела // Кибернет. и вычисл. техн. – К., 1987.– Вып. 73.– С. 3–9.

5. Плаксий Ю.А. Аналитические оценки точности алгоритмов определения ориентации в кватернионах для случая регулярной прецессии объекта // Вестник Харьк. политехн. ин-та, №2.–1992, вып. 11.– С.79–83.

6. Голоскоков Е.Г. Разработка оптимальных алгоритмов определения ориентации твердого тела/Е.Г. Голоскоков, Ю.А. Плаксий// Проблемы оптимизации в машиностроении. Тез. докл. II Всес. школы мол. ученых и спец.–Харьков, 1986.–С.49-50.

7. Голоскоков Е.Г. К вопросу построения системных согласованных методов интегрирования матричных уравнений вращения /Е.Г. Голоскоков, Ю.А. Плаксий, Ю.А. Фролов//Рук. деп. в ВИНИТИ 27.10.1981, №4937-81.–Харьков, 1981, 13с.

8. Плаксий Ю.А. Композиционный алгоритм определения ориентации твердого тела/ Ю.А. Плаксий// Рук. деп. в УкрНИИНТИ 28.03.1986, №903-Ук86.–Харьков, 1985, 9с.

9. Плаксий Ю.А. Некоторые оценки алгоритмов определения ориентации по кажущемуся повороту/Ю.А. Плаксий// Рук. деп. в УкрНИИНТИ 27.12.1983, №1407-Ук83.–Харьков, 1983, 12с.

10. Плаксий Ю.А. О решении задачи машинного синтеза алгоритмов интегрирования кинематических уравнений вращения/Ю.А. Плаксий//Тез. докл. III республ. симпозиума по дифференц. и интегр. уравнениям.– Одесса, 1982.–С.131.

11. Плаксий Ю.А. Алгоритмы определения ориентации в углах Эйлера-Крылова/Ю. А. Плаксий, Ю. А. Фролов// Рук. деп. в ВИНИТИ 17.11.1982, №5664-82.–Харьков, 1982, 12с.

12. Плаксий Ю.А. Алгоритм определения ориентации свободно вращающегося твердого тела с учетом его инерционных характеристик/Ю.А. Плаксий, Ю.А. Фролов// Рук. деп. в УкрНИИНТИ 02.10.1984, №1515-Ук84.–Харьков, 1984, 10с.

13. Плаксий Ю.А. Алгоритмы определения ориентации в условиях переменного такта съема информации/Ю.А. Плаксий, Ю.А. Фролов// Рук. деп. в УкрНИИНТИ 29.07.1987, №2250-Ук87.–Харьков, 1987, 11с.

14. Плаксий Ю.А. Аппроксимация параметров ориентации квазимногочленами и эталонные модели/Ю.А. Плаксий, Ю.А. Фролов // Рук. деп. в ВИНИТИ 18.11.1982, №5704-82.–Харьков, 1982, 17с.

15. Плаксий Ю.А. Об одном подходе к построению системного алгоритма интегрирования кинематического уравнения вращения/Ю.А. Плаксий, Ю.А. Фролов// Рук. деп. в ВИНИТИ 24.02.1982, №834-82.–Харьков, 1982, 11с.

16. Фролов Ю.А. Аппроксимирующие модели вращения в параметрах Родрига-Гамильтона/Ю.А. Фролов, Л.В. Шипулина// Рук. деп. в ВИНИТИ 11.06.1982, №3398-82.–Харьков, 1982, 11с.

17. Фролов Ю.А. Согласованные методы интегрирования кинематических уравнений вращения/Ю.А. Фролов, Л.В. Шипулина// Рук. деп. в ВИНИТИ 28.05.1981, №2575-81.–Харьков, 1981, 18с.

18. Фролов Ю.А. Функциональные модели ориентации твердого тела и их приложения/Ю.А. Фролов, Л.В. Шипулина// Рук. деп. в УкрНИИНТИ 02.10.1985, №2443-Ук85.–Харьков, 1985, 27с.

19. Бранец В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем /В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1992. – 280 с.

20. Бранец В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела /В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973.-320 с.

21. Плаксий Ю.А. Разложение 5-го порядка частного решения кинематического уравнения в кватернионах в ряд по степеням кажущихся поворотов / Ю.А. Плаксий// Вісник НТУ «ХПІ», № 42.– 2009. – С.137–141.

22. Плаксий Ю.А. Аналитические оценки точности алгоритмов определения ориентации в кватернионах для случая регулярной прецессии объекта / Ю.А. Плаксий// Вестник Харьк. политехн. ин-та, №2, выпуск 11.–1992.–С.79–83.

23. Кузнецов Ю.А, Олейник С.В., Деменков В.А., Плаксий Ю.А. Применение моделей вращения для анализа погрешностей алгоритмов бесплатформенных инерциальных систем ориентации подвижных объектов // Труды XYII Санкт-Петербургской Международной конференции по интегрированным навигационным системам.– С.-Петербург: ЦНИИ "Электроприбор".– 2010.– С. 114–116.

24. Плаксій Ю.А. Еталонна тригонометрична кватерніонна модель прецесійного типу обертання твердого тіла/ Ю.А. Плаксій// Вісник Нац. Техн. Університ. «ХПІ», №37.–2013.–С.141–147.

25. Ткаченко А.И. Повышение точности вычисления кинематических параметров / А.И. Ткаченко // Кибернет. и вычисл. техн. – К., 1973.– вып. 19.– С. 117–121.

26. Ткаченко А.И. Повышение точности интегрирования одной системы дифференциальных уравнений / А.И. Ткаченко // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. – 1975. – т. XV, №2. –С. 509–512.

27. Беляев С.Н. Моделирование двухплоскостного бесплатформенного стабилизатора вооружения легкобронированной боевой машины / С.Н. Беляев, А.Е. Истомин // Механіка та машинобудування. – 2011, №2.–С.87–94.

ГЛАВА 12

ОПЫТ СОЗДАНИЯ БЕСПЛАТФОРМЕННОГО АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Введение. В настоящее время на рынке космических услуг, в частности по дистанционному зондированию Земли, наблюдается увеличение спроса на малые космические аппараты, поэтому разработчики систем управления (СУ) при выборе датчиков угловой скорости и других командно-измерительных приборов особое внимание стали уделять энерго-габаритно-массовым показателям. В современных системах управления используются приборы, функционирование которых основано на различных физических принципах. В качестве примера можно привести лазерные гироскопы, волоконно-оптические датчики вращения, микромеханические гироскопы и другие чувствительные элементы. В качестве позиционных приборов все чаще используются астроизмерительные системы. Применение в современных бесплатформенных инерциальных блоках систем управления ракетносителей и космических летательных аппаратов (КЛА), а также других динамических объектов в качестве измерителей угловой

скорости волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) поставило перед разработчиками ряд новых задач. Основными такими задачами являются проблемы исследования влияния температуры, магнитного поля и радиации на погрешность измерений ВОГ, а также вопросы совершенствования технологии их испытаний и методологии определения технических характеристик, разработки математических моделей [1, 2, 3, 4, 5].

В настоящей работе представлено описание технологии и результатов испытаний бесплатформенного астроинерциального блока (БАИБ), создаваемого в научно-производственном предприятии (НПП) «ХАРТРОН-АРКОС» при поддержке НТУ «ХПИ» [6]. БАИБ создается на базе волоконно-оптических гироскопов типа ОИУС-501 (разработка ООО НПК «Оптолинк», г. Зеленоград) и астроизмерительного блока (разработка КП СПС «Арсенал», г. Киев). БАИБ предназначен для определения проекций вектора абсолютной угловой скорости $\vec{\omega}(t)=\{\omega_j(t)\}(j=x,y,z)$ космического аппарата на оси приборной системы координат (ПСК), а также для определения кватерниона ориентации $\Lambda(t)=\{\lambda_i(t)\}$ $(i=\overline{0,3})$ ПСК в инерциальном пространстве.

Структурно БАИБ состоит из инерциального измерительного блока (ИИБ), содержащего четыре ВОГ, астроизмерительного блока (АБ), состоящего из трех астродатчиков, и блока электроники (БЭ), содержащего спецвычислитель (СВ) и вторичный источник питания. Рабочая конфигурация АБ задается в зависимости от требуемой точности определения ориентации и может быть минимальной – один астродатчик, средней – два астродатчика или максимальной – три астродатчика.

Астроблок БАИБ предназначен для начальной выставки инерциального блока БАИБ и последующей его коррекции. Каждый из трех астродатчиков представляет собой автономный прибор, принцип действия которого основан на регистрации видимого звездного участка на ПЗС-матрице и последующего анализа полученного

изображения. Блок электроники прибора выполняет ряд задач по анализу входной информации:

- получение данных с ПЗС-матрицы и построение изображения участка звездного неба;
- фильтрация полученного изображения;
- выделение и локализация объектов изображения;
- селекция помеховых источников и дефектных пикселей.

В спецвычислителе БАИБ в части работы с АБ решаются задачи:

- управление АБ как пассивным абонентом;
- распознавание звезд с использованием звездного каталога;
- дополнительная селекция помеховых источников;
- определение параметров ориентации (кватернионов) на основании координат распознанных звезд из каталога и их координат, зафиксированных АБ.

12.1. Цель работы

Основным принципом работы БАИБ является инерциальная ориентация с астрокоррекцией [7]. Четыре ВОГ являются чувствительными элементами ИИБ, по измерениям которых вычисляются проекции угловой скорости и кватернион ориентации ПСК БАИБ, корректируемый выходными сигналами АБ.

Внешний вид БАИБ (со снятой крышкой и без АБ) показан на рис. 12.1.

Поскольку БАИБ разрабатывается на базе ВОГ среднего класса точности, была поставлена задача достижения более высокой точности прибора путем исследования влияния основных составляющих погрешностей ВОГ и дальнейшей их алгоритмической компенсации в математическом обеспечении СВ БАИБ.

Рис. 12.1. Внешний вид БАИБ

Исследования проводились по экспериментальным данным испытаний, целью которых являлись следующие вопросы:

- отработка методик, математического обеспечения и отладки аппаратной части рабочего места для испытаний ВОГ;
- определение систематической составляющей смещения нулевого сигнала ВОГ в зависимости от температуры;
- определение влияния внешнего магнитного поля на показания ВОГ;
- разработка математической модели измерений ВОГ и проверки ее на адекватность.

12.2. Построение математической модели температурного дрейфа

Как известно, температура является одним из существенных факторов, влияющих на точность ВОГ [3, 6, 8]. Поэтому первой задачей в повышении точности ВОГ являлась задача определения составляющей смещения нулевого сигнала ВОГ в зависимости от температуры, т.е. построения математической модели температурного дрейфа ВОГ.

Построение математической модели проводится в соответствии с принятой в теории моделирования систем схемой [9]:

- предварительный анализ данных испытаний на статистическую стабильность, т.е. воспроизводимость эксперимента по критерию Кохрена;
- выбор структуры регрессионной модели;
- вычисление параметров модели, анализ их статистической значимости по критерию Стьюдента и соответствующая редукция модели;
- проверка адекватности по критерию Фишера;
- анализ точности построенной модели.

Испытания по определению зависимости характеристик ВОГ от температуры проводились в климатической камере МС-71 (температурный диапазон от -80ºС до +105ºС, объем 400×400×400 мм).

Измерялся нулевой сигнал ВОГ при различных температурах в диапазоне рабочих температур (+10ºС … +30ºС). Каждое измерение представляет собой сигнал датчика, осредненный на оптимальном времени осреднения в установившемся тепловом режиме при заданной температуре. Полученные значения аппроксимировались методом наименьших квадратов в пространстве центрированных и нормированных безразмерных факторов $Z_k=Z_k(t)$ (k=1, 2) моделью следующей структуры [10]:

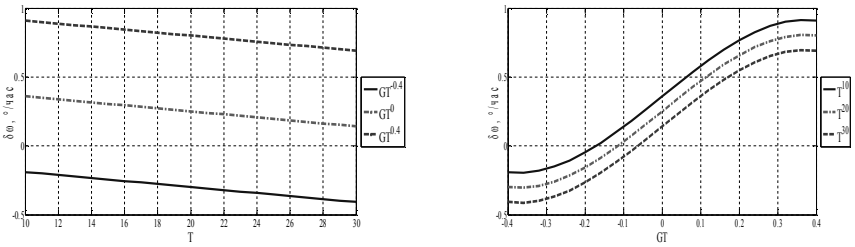
$$Y = K_{00} + K_{10}Z_1 + K_{01}Z_2 + K_{11}Z_1Z_2 + K_{20}Z_1^2 + K_{02}Z_2^2 + \\ + K_{12}Z_1Z_2^2 + K_{21}Z_1^2Z_2 + K_{30}Z_1^3 + K_{03}Z_2^3, \qquad (12.1)$$

где K_{ij} (i, j=0, 1, 2, 3) – искомые по результатам эксперимента коэффициенты (параметры) модели; $Z_k(t)=\frac{X_k(t)-X_{kr}}{X_{k\max}-X_{kr}}$, ($k$=1, 2); $X_k(t)$ – текущее значение k-го фактора; X_{kr} – среднее (рабочее) значение k-го фактора (основной уровень фактора); X_{kmax} – максимальное значение k-го фактора.

Для первого фактора (температуры T) принято: X_{1r}=20°С, X_{1max}=30°С; для второго фактора (градиента температуры G) – X_{2r}=0°С/мин, X_{2max}=0,25°С/мин.

После проверки статистической значимости по критерию Стьюдента вычисленных коэффициентов K_{ij}, оценки адекватности и точности модели при определении угловой скорости и углового положения в математической модели (12.1) были оставлены коэффициенты: $K_{00}, K_{10}, K_{01}, K_{11}, K_{20}, K_{03}$. На основании принятой модели и знании эталонных измерений (проекция угловой скорости вращения Земли на ось чувствительности ВОГ на широте г. Харькова) построена математическая модель температурного дрейфа ВОГ:

$$W_t = K_{00} + K_{10}Z_1 + K_{01}Z_2 + K_{11}Z_1Z_2 + K_{20}Z_1^2 + K_{03}Z_2^3. \qquad (12.2)$$



а) б)

Рис. 12.2. Графики зависимостей ошибки ВОГ от температуры при фиксированных значениях градиента GT, °С/мин (а) и от градиента при фиксированных значениях температуры Т, °С (б)

На рис. 12.2 представлена графическая интерпретация упрощенной ($K_{11} = K_{20} = 0$) математической модели температурного дрейфа ВОГ в виде семейства кривых, а на рис. 12.3 – в виде трехмерной поверхности в функции от температуры и градиента.

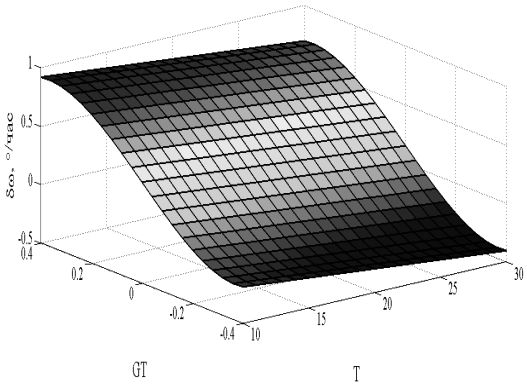


Рис. 12.3. Трехмерное представление ошибки ВОГ в зависимости от температуры и градиента

На рис. 12.4 представлены графики угловой скорости и показаний температурного датчика ВОГ, на рис. 12.5 – график ошибок δω оценки угловой скорости без компенсации температурного

дрейфа (1) и с компенсацией (2), на рис. 12.6 – график ошибок δγ оценки углового положения без компенсации (1) и с компенсацией (2) в двух запусках длительностью по 700 мин каждый.

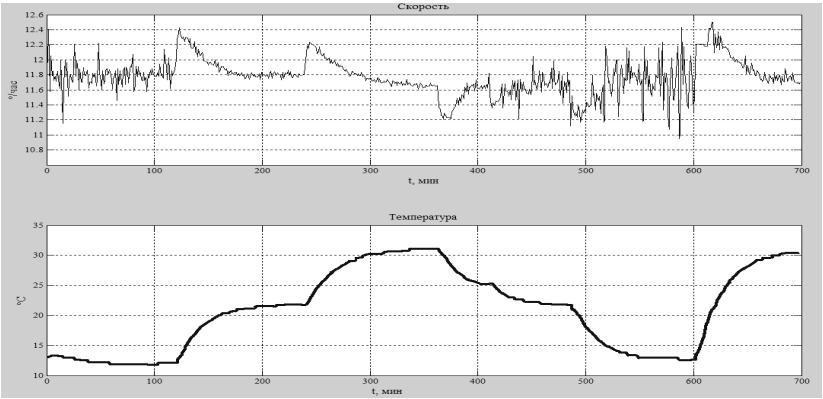


Рис. 12.4. Графики угловой скорости и показаний температурного датчика ВОГ в первом запуске

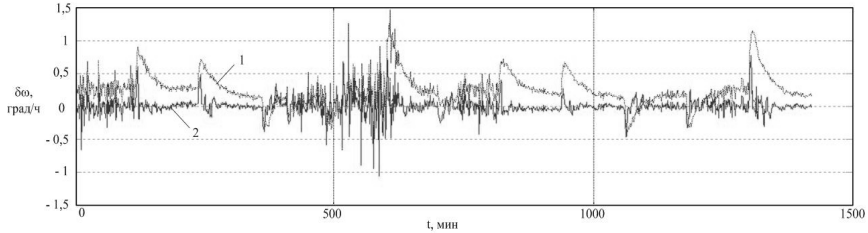


Рис. 12.5. Графики ошибок оценки угловой скорости

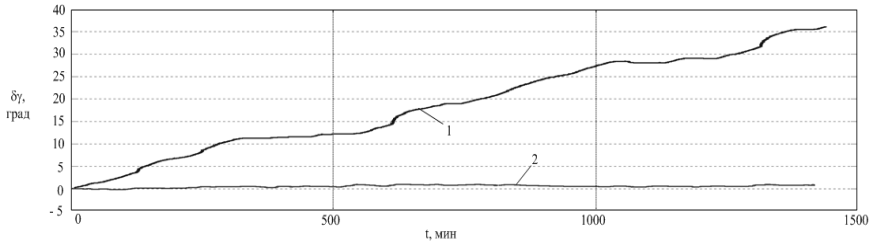


Рис. 12.6. Графики ошибок оценки углового положения

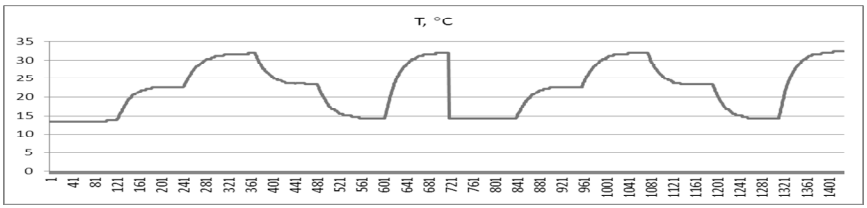
При построении математической модели дрейфа ВОГ оба запуска объединялись в один длительностью 1400 мин.

Выводы. Разработана полиномиальная третьей степени с постоянными коэффициентами математическая модель зависимости смещения нулевого сигнала ВОГ от температуры и ее градиента. Применение данной модели для алгоритмической компенсации температурного дрейфа ВОГ среднего класса точности типа ОИУС-501, функционирующего в условиях, близких к условиям испытаний, позволили уменьшить систематическое смещение нуля в запуске с ±1,5 … 2 °/ч до около ±0,05 °/ч.

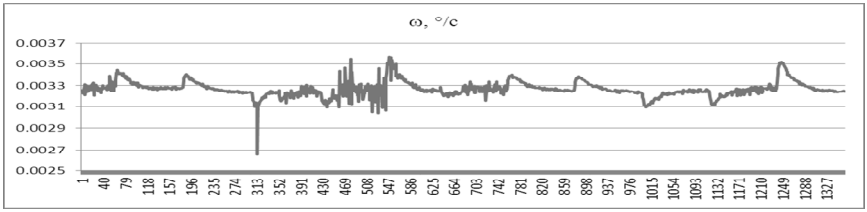
12.3. Исследование температурной чувствительности ВОГ

По выше описанной методике в НПП «ХАРТРОН-АРКОС» при создании БАИБ была разработана математическая модель температурного дрейфа ВОГ для первой партии приборов типа ОИУС-501.

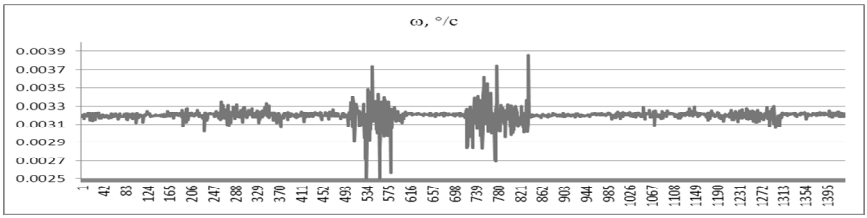
Приборы ОИУС-501 второй партии, полученной предприятием, также прошли температурные испытания. Однако, если для первой партии корреляция ошибки измерений ВОГ с температурой и ее градиентом была явно видна, то для полученной второй партии эта зависимость была уже не столь очевидной (см. графики рис. 12.7). На графиках по оси абсцисс отложено время в мин.



а)



б)



в)

Рис. 12.7. Циклограмма изменения температуры (а)
и выходные сигналы ВОГ первой (б) и второй (в) партий

Разработчик ВОГ ОИУС-501 объяснил данные результаты определенными доработками, которые им были сделаны в приборе.

Возникла задача получения строгого ответа на вопрос: имеется ли зависимость ошибки измерений ВОГ от температуры и, следовательно, необходимость построения математической модели температурного дрейфа и его компенсации или такой зависимости нет, и построение модели температурного дрейфа теряет смысл?

Для решения поставленной задачи воспользуемся методом дисперсионного анализа [11].

По результатам исследований первой партии ВОГ может быть сделан вывод о том, что следует применить метод двухфакторного дисперсионного анализа, при этом в качестве первого фактора принять температуру, а в качестве второго фактора – скорость ее изменения, т.е. градиент температуры.

Таблица 12.1

Результаты тепловых испытаний

Номера и значения уровней факторов			G, °С/мин							
			1		2				3	
			-0,25		0				0,25	
			1	2	1	2	3	4	1	2
T, °С	1	10	-		$\omega_{121}^{(1)}$ $\omega_{122}^{(1)}$ … $\omega_{12i}^{(1)}$ … $\omega_{12N}^{(1)}$	$\omega_{121}^{(2)}$ $\omega_{122}^{(2)}$ … $\omega_{12i}^{(2)}$ … $\omega_{12N}^{(2)}$	$\omega_{121}^{(3)}$ $\omega_{122}^{(3)}$ … $\omega_{12i}^{(3)}$ … $\omega_{12N}^{(3)}$	$\omega_{121}^{(4)}$ $\omega_{122}^{(4)}$ … $\omega_{12i}^{(4)}$ … $\omega_{12N}^{(4)}$	$\omega_{131}^{(1)}$ $\omega_{132}^{(1)}$ … $\omega_{13i}^{(1)}$ … $\omega_{13N}^{(1)}$	$\omega_{131}^{(2)}$ $\omega_{132}^{(2)}$ … $\omega_{13i}^{(2)}$ … $\omega_{13N}^{(2)}$
	2	20	$\omega_{211}^{(1)}$ $\omega_{212}^{(1)}$ … $\omega_{21i}^{(1)}$ … $\omega_{21N}^{(1)}$	$\omega_{211}^{(2)}$ $\omega_{212}^{(2)}$ … $\omega_{21i}^{(2)}$ … $\omega_{21N}^{(2)}$	$\omega_{221}^{(1)}$ $\omega_{222}^{(1)}$ … $\omega_{22i}^{(1)}$ … $\omega_{22N}^{(1)}$	$\omega_{221}^{(2)}$ $\omega_{222}^{(2)}$ … $\omega_{22i}^{(2)}$ … $\omega_{22N}^{(2)}$	$\omega_{221}^{(3)}$ $\omega_{222}^{(3)}$ … $\omega_{22i}^{(3)}$ … $\omega_{22N}^{(3)}$	$\omega_{221}^{(4)}$ $\omega_{222}^{(4)}$ … $\omega_{22i}^{(4)}$ … $\omega_{22N}^{(4)}$	$\omega_{231}^{(1)}$ $\omega_{232}^{(1)}$ … $\omega_{23i}^{(1)}$ … $\omega_{23N}^{(1)}$	$\omega_{231}^{(2)}$ $\omega_{232}^{(2)}$ … $\omega_{23i}^{(2)}$ … $\omega_{23N}^{(2)}$
	3	30	$\omega_{311}^{(1)}$ $\omega_{312}^{(1)}$ … $\omega_{31i}^{(1)}$ … $\omega_{31N}^{(1)}$	$\omega_{311}^{(2)}$ $\omega_{312}^{(2)}$ … $\omega_{31i}^{(2)}$ … $\omega_{31N}^{(2)}$	$\omega_{321}^{(1)}$ $\omega_{322}^{(1)}$ … $\omega_{32i}^{(1)}$ … $\omega_{32N}^{(1)}$	$\omega_{321}^{(2)}$ $\omega_{322}^{(2)}$ … $\omega_{32i}^{(2)}$ … $\omega_{32N}^{(2)}$	-		-	

В соответствии с планом эксперимента и методом двухфакторного дисперсионного анализа полученные в результате тепловых испытаний данные представим в виде табл. 12.1.

В табл. 12.1 приведены:

T – температура, °С; G – градиент температуры, °С/мин; $\omega_{jgi}^{(k)}$ – i-е измерение ВОГ на k-м участке (i=1, 2, ..., N; k=1, 2, …, m_v, m_v=2 или 4); N – число измерений ВОГ на 20-минутном участке циклограммы испытаний; j – номер уровня первого фактора (j=1, 2, 3); g – номер уровня второго фактора (g=1, 2, 3).

При длительности такта опроса ВОГ T_0=5 мс число измерений на 20-минутном участке циклограммы испытаний составит N=240000.

Ошибку измерений ВОГ вычислим по формуле:

$$Y_{jgi}^{(k)} = \omega_{jgi}^{(k)} - \omega^* ,$$

где $\omega^* = \omega_E \sin\varphi = 11.530^{\circ}$/ч – эталонное значение угловой скорости; ω_E=15,041°/ч – угловая скорость вращения Земли; φ=50°2′52,64″=50,048° – широта рабочего места испытаний.

По данным табл. 12.1 для каждого из десяти опытов определим средние значения ошибок на m_v участках измерений ВОГ:

$$Y_{jgi} = \frac{1}{m_v} \sum_{k=1}^{m_v} Y_{jgi}^{(k)} .$$

Тогда табл. 12.1 можно придать стандартный вид представления данных для проведения двухфакторного дисперсионного анализа (табл. 12.2).

Так как структура данных отличается от принятой в стандартном методе двухфакторного дисперсионного анализа, приведем основные формулы процедуры расчета.

Таблица 12.2

Ошибки измерений ВОГ

Номера уровней		G			Средние по строкам
		1	2	3	
T	1	-	Y_{121} … Y_{12i} … Y_{12N}	Y_{121} … Y_{12i} … Y_{12N}	$\overline{Y}_1$
	2	Y_{211} … Y_{21i} … Y_{21N}	Y_{221} … Y_{22i} … Y_{22N}	Y_{231} … Y_{23i} … Y_{23N}	$\overline{Y}_2$
	3	Y_{311} … Y_{31i} … Y_{31N}	Y_{321} … Y_{32i} … Y_{32N}	-	$\overline{Y}_3$
Средние по столбцам		$\overline{Y}_1'$	$\overline{Y}_2'$	$\overline{Y}_3'$	$\overline{\overline{Y}}$

В табл. 12.2 средние по строкам и столбцам вычисляются по формулам соответственно:

$$\overline{Y}_j = \frac{1}{n_g N} \sum_g \sum_i Y_{jgi} ,$$

$$\overline{Y}_g' = \frac{1}{n_j N} \sum_j \sum_i Y_{jgi} .$$

Здесь и в формулах ниже:

- для $\overline{Y}_j$ j=1, 2, 3;

$$g=\begin{cases}2,3, & при\ \text{j}=1,\\ 1,2,3, & при\ \text{j}=2,\\ 1,2, & при\ \text{j}=3;\end{cases} \qquad n_g=\begin{cases}2, при\ \text{j}=1\vee 3,\\ 3, при\ \text{j}=2;\end{cases}$$

- для $\overline{Y}'_g$ g=1, 2, 3;

$$j=\begin{cases}2,3, & при\ \text{g}=1,\\ 1,2,3, & при\ \text{g}=2,\\ 1,2, & при\ \text{g}=3;\end{cases} \qquad n_j=\begin{cases}2, при\ \text{g}=1\vee 3,\\ 3, при\ \text{g}=2.\end{cases}$$

Символом $\overline{\overline{Y}}$ обозначено общее среднее всех наблюдений по всем сочетаниям уровней:

$$\overline{\overline{Y}}=\frac{1}{M}\sum_j\sum_g\sum_i Y_{jgi},$$

где $M=nN$ – число наблюдений по всем *n* сочетаниям уровней.

Далее вычисляются оценки следующих дисперсий [11]:

- выборочной общей дисперсии по всем наблюдениям

$$s_0^2\{Y\}=\frac{1}{M-1}\sum_j\sum_g\sum_i(Y_{jgi}-\overline{\overline{Y}})^2$$

с числом степеней свободы $\nu_0=M-1$;

- выборочной дисперсии рассеивания «внутри серий», являющейся средневзвешенной оценкой дисперсии по всем сериям наблюдений

$$s_\varepsilon^2\{Y\}=\frac{1}{n}\sum_j\sum_g\frac{1}{N-1}\sum_i(Y_{jgi}-\overline{Y}_{jg})^2$$

с числом степеней свободы $\nu_\varepsilon=n(N-1)$, где $\overline{Y}_{jg}=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}Y_{jgi}$ – среднее серий из *N* наблюдений для каждого сочетания *j*-го и *g*-го уровней факторов *T* и *G* соответственно;

- выборочной дисперсии рассеивания «между строками»

$$s_T^2\{Y\}=\frac{u_2 N}{u_1-1}\sum_{j=1}^{u_1}(\overline{Y}_j-\overline{\overline{Y}})^2$$

с числом степеней свободы $\nu_T=u_1-1$, где u_1, u_2 – число уровней факторов T и G соответственно;

- выборочной дисперсии рассеивания «между столбцами»

$$s_G^2\{Y\}=\frac{u_1 N}{u_2-1}\sum_{g=1}^{u_2}(\overline{Y}'_g-\overline{\overline{Y}})^2$$

с числом степеней свободы $\nu_G=u_2-1$;

- выборочной дисперсии рассеивания «между сериями»

$$s_{TG}^2\{Y\}=\frac{N}{\nu_{TG}}\sum_j\sum_g(\overline{Y}_{jg}-\overline{Y}_j-\overline{Y}'_g+\overline{\overline{Y}})^2$$

с числом степеней свободы ν_{TG}, которое должно удовлетворять соотношению $\nu_0=\nu_\varepsilon+\nu_T+\nu_G+\nu_{TG}$.

Оценивание существенности влияния факторов и их взаимодействия проводят путем сравнения дисперсионных отношений с их критическими значениями.

Нулевую гипотезу о влиянии факторов T и G на ошибку измерений ВОГ проверяют путем подтверждения выполнения следующих неравенств:

$$F_T=\frac{s_T^2\{Y\}}{s_{TG}^2\{Y\}}>F_q(\nu_T;\nu_{TG}),\quad F_G=\frac{s_G^2\{Y\}}{s_{TG}^2\{Y\}}>F_q(\nu_G;\nu_{TG}).$$

Влияние взаимодействия факторов T и G оценивают сравнением:

$$F_{TG}=\frac{s_{TG}^2\{Y\}}{s_\varepsilon^2\{Y\}}>F_q(\nu_{TG};\nu_\varepsilon).$$

Критические значения $F_q(\cdot)$ в зависимости от чисел степеней свободы числителя и знаменателя для F-распределения Фишера приводятся в соответствующих таблицах обычно при уровне значимости q=5% или 1% [11].

Таблица 12.3

Численные значения ошибок измерений ВОГ первой партии, °/с

Номера уровней факторов		*G*		
		1	2	3
T	1	-	2.62370E-06 -2.19687E-05 -5.45675E-06 8.03232E-06 -2.40598E-06 -1.34215E-05 … -2.94154E-05	-0.00015494 -0.00017624 -0.00016619 -0.00013447 -0.00011298 -0.00010619 … -8.5224E-05
	2	9.29536E-05 0.00012738 9.55355E-05 0.000104812 6.73841E-05 6.86989E-05 … 4.78475E-05	-2.62824E-05 -1.80922E-05 -2.63762E-05 -1.74795E-05 -2.58465E-05 -1.76649E-05 … -3.16938E-05	-0.00014649 -0.00017379 -0.0001697 -0.000158 -0.00013531 -0.00012301 … -8.2281E-05
	3	0.000116775 0.000159331 0.000139852 0.000109335 0.000108122 7.42248E-05 … 7.2036E-05	-1.31789E-05 -2.61337E-05 -7.55428E-06 -6.4078E-06 -2.04588E-05 5.38527E-06 … -1.41883E-06	-

Для численных расчетов был использован свободно распространяемый компьютерный R-пакет для проведения интеллектуального анализа данных.

Исходные данные для анализа представлены в графическом виде на рис. 12.7 б) и в). Для примера в табл. 12.3 приведены фрагменты исходных данных в виде численных значений ошибок измерений ВОГ первой партии.

Численные результаты статистической обработки ошибок измерений ВОГ из первой (I) и второй (II) партий, полученных по данным тепловых испытаний, приведены в табл. 12.4 и 12.5.

Таблица 12.4

Средние значения ошибок измерений, °/с

Номера уровней факторов		*G*				Средние по строкам
		1	2	3	I	II
T	1	-	n=1	n=2	$-7.1\cdot10^{-5}$	$9.4\cdot10^{-5}$
	2	n=3	n=4	n=5	$-2.6\cdot10^{-5}$	$1.37\cdot10^{-4}$
	3	n=6	n=7	-	$-3.0\cdot10^{-6}$	$1.11\cdot10^{-4}$
Средние по столбцам	I	$1.1\cdot10^{-4}$	$-1.3\cdot10^{-5}$	$-1.29\cdot10^{-4}$	$-1.1\cdot10^{-5}$	-
	II	$1.13\cdot10^{-4}$	$9.6\cdot10^{-5}$	$9.9\cdot10^{-5}$	-	$1.02\cdot10^{-4}$

Таблица 12.5

Значения выборочных дисперсий, $(°/с)^2$

Число степеней свободы		Выборочные дисперсии		
		Обозн.	I	II
ν_0	1440000	$s_0^2\{Y\}$	$1.1651\cdot10^{-6}$	$5.3385\cdot10^{-8}$
ν_ε	1439994	$s_\varepsilon^2\{Y\}$	$1.3070\cdot10^{-9}$	$5.2583\cdot10^{-10}$
ν_T	2	$s_T^2\{Y\}$	$2.6023\cdot10^{-7}$	$2.0168\cdot10^{-8}$
ν_G	2	$s_G^2\{Y\}$	$8.4701\cdot10^{-7}$	$2.2135\cdot10^{-8}$
ν_{TG}	2	$s_{TG}^2\{Y\}$	$4.0824\cdot10^{-8}$	$1.0530\cdot10^{-8}$

Величины отношений дисперсий и их критические значения приведены в табл. 12.6.

Таблица 12.6

Отношения дисперсий и критические значения

Обозначения	Отношения дисперсий		Критические значения
	I	II	q=5%
F_T	6.37	1.92	19.00
F_G	20.75	2.10	
F_{TG}	31.23	20.03	2.99

Как следует из представленных результатов, влияние температурного фактора практически отсутствует для ВОГ двух партий. Для ВОГ I партии отмечается влияние температурного градиента, а также существенное влияние взаимодействия двух факторов – температуры и ее градиента. Для ВОГ II партии такой зависимости ошибки приборов от температуры и градиента нет, тем не менее, наблюдается влияние взаимодействия двух этих факторов.

Интересно сопоставить полученные результаты с результатами проверки математических моделей температурного дрейфа ВОГ двух партий на адекватность. Для ВОГ I партии построение моделей температурного дрейфа является эффективным, что и было подтверждено проверкой моделей на адекватность и результатами оценки ошибки по угловой скорости. Для ВОГ II партии такой процесс является неэффективным, не для всей партии ВОГ построенные модели оказались адекватными. Причем, численные значения критериев адекватных моделей были достаточно близкими к критическим значениям.

Выводы. Проведенные исследования позволяют сделать два основных вывода.

Во-первых, из температурных факторов наиболее существенное влияние имеет не сама температура, а ее изменение, т.е. градиент.

Во-вторых, на начальном этапе при обработке данных тепловых экспериментов с целью построения математической модели

температурного дрейфа ВОГ следует предварительно исследовать данные в соответствии с методом двухфакторного дисперсионного анализа. В случае подтверждения влияния на ошибку измерений ВОГ с достаточной степенью зависимости тепловых факторов проводить дальнейшие расчеты по построению модели температурного дрейфа ВОГ, иначе такое построение с большой вероятностью может дать неадекватную и/или неэффективную модель.

12.4. Исследование влияния внешнего магнитного поля

Сначала исследовалось влияние внешнего магнитного поля на показания одного ВОГ, а затем – в составе ИИБ [12, 13]. Исследование влияния внешнего магнитного поля выполнялось по оригинальной методике, основанной на различной магнитной чувствительности ВОГ (канала X и Y), входящих в инерциальный блок, и проявляющейся при различной ориентации блока относительно магнитного поля Земли.

Изменение ориентации осуществлялось поворотом вокруг вертикальной оси ИИБ, установленного на наклонно-поворотном устройстве (НПУ) в плоскости местного горизонта, с дискретностью по азимутальному углу ψ_i (i=1-25) на 15°. Угол ψ отсчитывается от направления на Север до оси чувствительности ВОГХ.

Измерения ВОГ (канала X и Y) проводились в 25 фиксированных положениях ИИБ при изменении угла ψ_i от 0° до 360°.

На рис. 12.8 изображена схема магнитных испытаний ИИБ.

На рис. 12.8 показаны:

$O_И X_И Y_И Z_И$ – вторая экваториальная (инерциальная) система координат;

$OX_O Y_O Z_O$ – местная орбитальная система координат (ОСК);

$OX_П Y_П Z_П$ – приборная система координат (ПСК), связанная с ИИБ;

λ, φ – долгота и широта места испытаний;

ψ – азимутальный угол ИИБ;

N – направление на северный полюс Земли;

$\Omega_м$, $\varphi_м$ – углы, определяющие положение вектора магнитного момента диполя Земли **D** во второй экваториальной системе координат;

B – вектор индукции магнитного поля Земли.

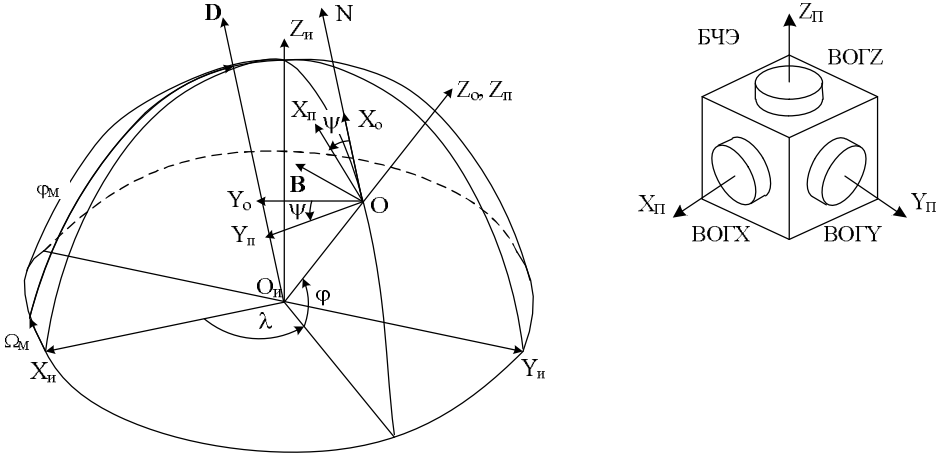


Рис. 12.8. Схема магнитных испытаний ИИБ

Модель осредненных измерений ВОГХ и ВОГУ представлялась в виде [6]:

$$\Omega_{Xi} = \Omega_\varphi \cdot \cos(\psi_i + \Delta\psi_0) + \delta\hat{\Omega}_X + A_c \cdot \cos(\psi_i + \Delta\psi_0) + A_s \sin(\psi_i + \Delta\psi_0), \quad (12.3)$$

$$\Omega_{Yi} = \Omega_\varphi \cdot \sin(\psi_i + \Delta\psi_0) + \delta\hat{\Omega}_Y + C_c \cdot \cos(\psi_i + \Delta\psi_0) + C_s \cdot \sin(\psi_i + \Delta\psi_0), \quad (12.4)$$

где $A_c = \mu_{XX} \cdot B_N - \mu_{XY} \cdot B_E$; $A_s = \mu_{XX} \cdot B_E + \mu_{XY} \cdot B_N$;

$\delta\hat{\Omega}_X = \delta\Omega_X + \mu_{XZ} \cdot B_H$; $C_c = -\mu_{YY} \cdot B_E + \mu_{YX} \cdot B_N$;

$C_s = \mu_{YY} \cdot B_N + \mu_{YX} \cdot B_E$; $\delta\hat{\Omega}_Y = \delta\Omega_Y + \mu_{YZ} \cdot B_H$;

$\Omega_\varphi = \Omega_E \cdot \cos\varphi_0$ – проекция угловой скорости вращения Земли (Ω_E=15,04°/ч) на ось наклонно-поворотного устройства (НПУ), направленную на Север на широте г. Харькова ($\varphi_0 = 50.05^\circ$ *с.ш.*); ψ_i

(i=1-24) – программное значение азимута оси чувствительности ВОГХ; $\Delta\psi_0$ – ошибка начальной выставки БЧЭ; $\delta\Omega_X, \delta\Omega_Y$ – постоянный систематический дрейф ВОГХ, ВОГУ; B_N, B_E, B_H – проекции вектора магнитной индукции на северную, восточную и вертикальную оси местной географической системы координат соответственно; $\mu_{jX}, \mu_{jY}, \mu_{jZ}\ (j=x,y)$ – коэффициенты магнитной чувствительности ВОГJ (J=X, Y) к проекциям вектора магнитной индукции на собственную ось чувствительности и перпендикулярно к ней.

В результате обработки данных испытаний на основе метода наименьших квадратов строились аппроксимирующие функции $f_j(\psi)$ (j=x, y) для ошибок измерений ВОГХ и ВОГУ, которые с учетом малости ошибки $\Delta\psi_0$ можно представить в виде:

$$f_x(\psi)=\delta\hat{\Omega}_x+S_x\sin(\psi+\Delta\varphi_x),\quad f_y(\psi)=\delta\hat{\Omega}_y+S_y\cos(\psi+\Delta\varphi_y),\quad (12.5)$$

где $\delta\hat{\Omega}_j$ (j=x, y) – оценка постоянного систематического смещения нулевого сигнала ВОГJ; S_j (j=x, y) – амплитуда периодической составляющей ошибки измерений ВОГJ; ψ – азимутальный угол ВОГХ; $\Delta\varphi_j$ (j=x, y) – фаза периодической составляющей ошибки измерений ВОГJ.

Амплитуда S_j и фаза $\Delta\varphi_j$ являются нелинейными функциями магнитной чувствительности ВОГ, ошибки начальной выставки ИИБ по азимуту $\Delta\psi_0$ и проекции Ω_φ вектора угловой скорости вращения Земли. При пренебрежимо малой магнитной чувствительности ВОГ имеет место равенство S_x=–S_y и формулы (12.5) приобретают вид:

$$f_x(\psi)=\delta\hat{\Omega}_x-\Omega_\varphi\Delta\psi_o\sin\psi,\quad f_y(\psi)=\delta\hat{\Omega}_y+\Omega_\varphi\Delta\psi_o\cos\psi.\quad (12.6)$$

Поэтому отличие амплитуд S_j периодических составляющих функций $f_x(\psi)$ и $f_y(\psi)$ принималось за меру магнитной чувствительности ВОГ.

На рис. 12.9 представлены графики разностей $\delta f(\psi)=f_x(\psi) - f_y(\psi)$ аппроксимирующих функций для ошибок измерений ВОГХ и ВОГУ, полученных при высокой (1) и низкой (2) магнитной чувствительности, которая обеспечивалась дополнительным экранированием ИИБ.

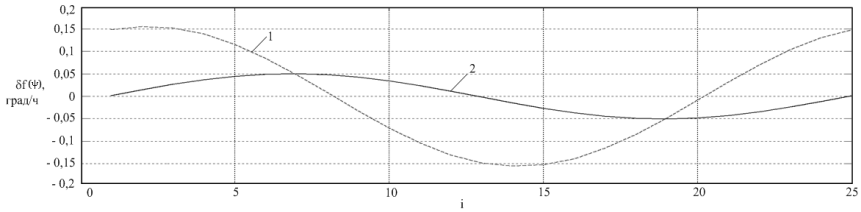


Рис. 12.9. Графики разностей аппроксимирующих функций ошибок измерений

Выводы. По разработанной методике выявлено существенное влияние внешнего магнитного поля на точность ВОГ данной партии. Дополнительная ошибка от влияния магнитного поля Земли составляет около ±0,15°/ч. Поэтому требуется принятие специальных мер, связанных с экранированием ВОГ для снижения их чувствительности к влиянию внешнего магнитного поля.

12.5. Исследование магнитной чувствительности ВОГ в зависимости от ориентации в магнитном поле Земли

Представляет интерес исследование зависимости величины погрешности измерений ВОГ от его ориентации во внешнем магнитном поле, в частности, магнитном поле Земли (МПЗ).

Рассмотрим, как меняется магнитная чувствительность ВОГ в зависимости от взаимной ориентации вектора индукции МПЗ **B** и оси чувствительности или плоскости волоконного контура ВОГ.

В соответствии с результатами магнитных испытаний ошибки измерений ВОГХ и ВОГУ ИИБ описываются функциями $f_j(\psi)$, $(j = x, y)$ вида (12.5).

В результате испытаний получены численные значения параметров функций $f_x(\psi)$ и $f_y(\psi)$:

- при испытаниях ВОГ без экрана

$$\delta\hat{\Omega}_x = -0{,}0583°/ч; \quad S_x = 0{,}1880°/ч;$$
$$\delta\hat{\Omega}_y = -0{,}0960°/ч; \quad S_y = -0{,}2899°/ч;$$

- при испытаниях ВОГ с экраном

$$\delta\hat{\Omega}_x = -0{,}0773°/ч; \quad S_x = 0{,}1412°/ч;$$
$$\delta\hat{\Omega}_y = -0{,}1203°/ч; \quad S_y = -0{,}1407°/ч.$$

Фазовый сдвиг $\Delta\varphi_j$ (j=x, y) составляет величину около -15° для двух видов испытаний.

Тогда аппроксимирующие функции, описывающие магнитную составляющую для ВОГХ и ВОГУ, получим в виде:

$$\Delta f_x(\psi) = \Delta\Omega_x + \Delta S_x \sin(\psi + \Delta\varphi_x); \qquad (12.7)$$
$$\Delta f_y(\psi) = \Delta\Omega_y + \Delta S_y \cos(\psi + \Delta\varphi_y), \qquad (12.8)$$

где $\Delta f_j(\psi)$, $\Delta\Omega_j$, ΔS_j (j=x, y) – разности между функциями и соответствующими составляющими, полученными при испытаниях ВОГ без экрана и в экране.

Численные значения параметров функций (12.7) и (12.8) равны:

$$\Delta\Omega_x = 0{,}0190°/ч; \quad \Delta S_x = 0{,}0468°/ч;$$
$$\Delta\Omega_y = 0{,}0243°/ч; \quad \Delta S_y = -0{,}1492°/ч.$$

Определим, при какой взаимной ориентации осей чувствительности ВОГХ и ВОГУ относительно вектора индукции магнитного поля Земли **B** функции (12.6), (12.7) имеют максимум и минимум.

Проекции вектора $\mathbf{B_0}=\{B_{0j}\}$ (j=x, y, z) в точке испытаний на оси местной ОСК вычислим по формулам математической модели магнитного поля Земли, моделируемого, как «наклонный диполь» [14]

$$B_{0X} = B_0 \sin\xi_м \sin(u - \eta_м);$$
$$B_{0Y} = B_0 \cos\xi_м;$$
$$B_{0Z} = -2B_0 \sin\xi_м \cos(u - \eta_м),$$

где $\sin\xi_м = \sqrt{1-(\sin\varphi_м \cos i + \cos\varphi_м \sin i \sin\Omega_\Sigma)^2}$;

$$\eta_м = \operatorname{arctg}\frac{\sin\varphi_м \sin i - \cos\varphi_м \cos i \sin\Omega_\Sigma}{\cos\varphi_м \cos\Omega_м}.$$

Здесь B_0 – значение модуля вектора $\mathbf{B_0}$ на магнитном экваторе; u – аргумент широты; i – наклонение орбиты; $\varphi_м$, $\Omega_м$ – углы, определяющие во второй экваториальной системе координат положение вектора магнитного момента диполя Земли; $\Omega_\Sigma = \Omega_м + \Omega - (\omega_E + \frac{d\Omega}{dt})t$; Ω – долгота восходящего узла орбиты; ω_E – угловая скорость вращения Земли; $\frac{d\Omega}{dt}$ – угловая скорость прецессии орбиты; $\xi_м$ – наклонение плоскости орбиты к магнитному экватору; $\eta_м$ – угол между восходящими узлами в плоскостях географического и магнитного экваторов.

Как известно, южный полюс МПЗ смещен относительно географического северного полюса Земли на 11,5° и имеет координаты 78,5° с. ш. и 69,1° з. д. Широта φ и долгота λ места проведения испытаний в г. Харькове соответственно равны 50°03′ и 36°17′. Наклонение i в данном случае принимаем равным 90°.

Учитывая, что МПЗ вращается вместе с Землей, рассчитаем проекции вектора $\mathbf{B_0}$ для времени 00 ч 00 мин 00 с. Тогда параметр Ω_Σ будет равен $\Omega_м + \Omega$ или $\Omega_м + \lambda$, где $\lambda = \Omega$ – долгота места испытаний.

Для следующих численных значений исходных данных:

$B_0 = 31 \cdot 10^3$ нТл; $\varphi_м = 78{,}5°$; $\Omega_м = 69{,}1°$; $\lambda = 36°17′$; $u = \varphi = 50°03′$; $i = 90°$ получим

B_{0X}=21846,0 нТл; B_{0Y}=5967,0 нТл; B_{0Z}=-42340,0 нТл.

В приборной системе координат (ПСК) БЧЭ проекции вектора $\boldsymbol{B_0}$ будут равны

$$\mathbf{B_П}=\begin{bmatrix} B_{ПX} \\ B_{ПY} \\ B_{ПZ} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix} B_{0X} \\ B_{0Y} \\ B_{0Z} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} B_{0X}\cos\psi+B_{0Y}\sin\psi \\ -B_{0X}\sin\psi+B_{0Y}\cos\psi \\ B_{0Z} \end{bmatrix}.$$

Взаимное угловое положение ВОГЈ, а именно оси чувствительности **OVJ** (J=X, Y), относительно вектора $\mathbf{B_П}=\{B_{Пj}\}$ ($j=x, y, z$) оценим по формуле

$$\cos\alpha_j=(\mathbf{B_П},\mathbf{OVJ})=\sum_j B_{Пj}OVJ_j \quad (j=x, y).$$

С учетом установки ВОГЈ в ПСК БЧЭ, при которой $\mathbf{OVX}=(1, 0, 0)^T$, $\mathbf{OVY}=(0, 1, 0)^T$, получим

$$\cos\alpha_j=\frac{B_{Пj}}{|\mathbf{B_П}|}, \ (j=x, y),$$

то есть

$$\cos\alpha_X=\frac{B_{0X}\cos\psi+B_{0Y}\sin\psi}{B_0}; \qquad (12.9)$$

$$\cos\alpha_Y=\frac{-B_{0X}\sin\psi+B_{0Y}\cos\psi}{B_0}, \qquad (12.10)$$

где $B_0=|\mathbf{B_0}|=\sqrt{\sum_{j=x,y,z}B_{0j}^2}$.

Из условия экстремума функций (12.7), (12.8)

$$\frac{\partial[\Delta f_x(\psi)]}{\partial\psi}=\Delta S_x\cos(\psi+\Delta\varphi_x)=0;$$

$$\frac{\partial[\Delta f_y(\psi)]}{\partial\psi}=-\Delta S_y\sin(\psi+\Delta\varphi_y)=0$$

следует, что $\max|\Delta f_x(\psi)|$ имеет место в окрестности значений углов $\psi=\pi/2-\Delta\varphi_x$, $3\pi/2-\Delta\varphi_x$, а $\max|\Delta f_y(\psi)| - \psi=0-\Delta\varphi_y$, $\pi-\Delta\varphi_y$, $2\pi-\Delta\varphi_y$.

Как было сказано выше, по результатам испытаний фазовый угол $\Delta\varphi_j$ ($j=x$, y) равен ~ -15°. Тогда по формулам (12.9), (12.10) получим, что максимальная чувствительность ВОГХ и ВОГY проявляется в окрестности значений углов $\alpha_{x,y}=90\pm3°$.

Поставим обратную задачу: каким должен быть фазовый сдвиг азимутального угла в магнитной составляющей ошибки измерений ВОГ для того, чтобы в точках максимальной чувствительности ВОГ выполнялось условие $\alpha_j=90°$, т.е. $\cos\alpha_j=0$ ($j=x$, y).

При выполнении данного условия из выражений (12.9), (12.10) получим уравнения

$$B_{0X}\cos\psi+B_{0Y}\sin\psi\big|_{\psi=\frac{\pi}{2}-\Delta\varphi_x}=B_{0X}\sin\Delta\varphi_x+B_{0Y}\cos\Delta\varphi_x=0;$$

$$-B_{0X}\sin\psi+B_{0Y}\cos\psi\big|_{\psi=-\Delta\varphi_y}=B_{0X}\sin\Delta\varphi_y+B_{0Y}\cos\Delta\varphi_y=0.$$

Откуда следует, что $\Delta\varphi_{x,y}=-arctg\dfrac{B_{0Y}}{B_{0X}}$,

и для значений проекций B_{0X}, B_{0Y} в месте проведения испытаний фазовый угол $\Delta\varphi_j$ должен равняться -15,3°, что с достаточной точностью совпадает со значением этого угла, полученным по экспериментальным данным.

Следовательно, можно сделать вывод о том, что максимальная чувствительность ВОГ имеет место при действии вектора индукции внешнего магнитного поля ортогонально оси чувствительности ВОГ, т.е. в плоскости волоконного контура.

При этом отметим, что знак магнитной составляющей ошибки ВОГ зависит от направления действия вектора индукции внешнего магнитного поля. Так, например, для ВОГХ при $\psi=\pi/2-\Delta\varphi_x$ магнитная ошибка максимальна и положительна, а при $\psi=3\pi/2-\Delta\varphi_x$ – отрицательна.

На рис. 12.10 и 12.11 показаны графики изменения функций $\Delta f_j(\psi)$ и углов $\alpha_j(\psi)$ ($j=x$, y), которые наглядно демонстрируют сказанное выше.

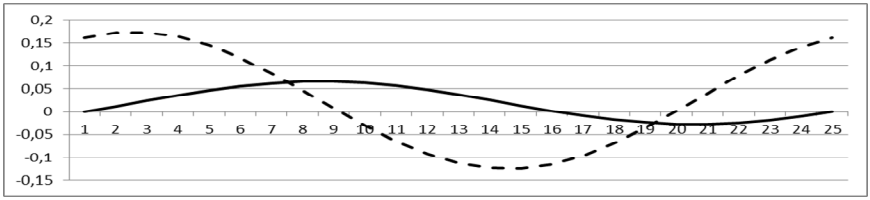


Рис 12.10. Функции $\Delta f_j(\psi)$: сплошная – $\Delta f_x(\psi)$, град/ч; пунктирная – $\Delta f_y(\psi)$, град/ч

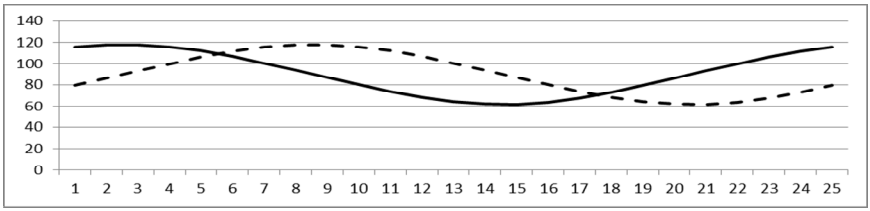


Рис. 12.11. Углы $\alpha_j(\psi)$: сплошная – $\alpha_x(\psi)$, град;
пунктирная – $\alpha_y(\psi)$, град

По оси абсцисс азимутальный угол ψ отложен номерами точек, в которых производились измерения ВОГ при магнитных испытаниях: в точке 1 ψ=-141,5°, в точке 2 ψ=-156,5° и т.д. до полного оборота БЧЭ на угол 360°.

Объяснение зависимости магнитной чувствительности ВОГ от его ориентации, возможно, состоит в следующем.

Магнитная чувствительность ВОГ является следствием проявления эффекта Фарадея, заключающего в изменении плоскости поляризации света, движущегося в оптоволоконном контуре ВОГ, при действии на прибор внешнего магнитного поля [4]. При действии вектора индукции внешнего магнитного поля вдоль оси чувствительности ВОГ изменение плоскости поляризации лучей света прямого и обратного хода происходит в равной степени. При действии вектора индукции внешнего магнитного поля в плоскости волоконного контура изменение плоскости поляризации лучей света в дальних витках волокна происходит слабее, чем в ближних витках, что и вызывает дополнительное фазовое смещение при

сложении света в фотоприемнике и соответственно порождает дополнительное смещение нулевого сигнала ВОГ.

12.6. Выводы

По результатам испытаний ВОГ типа ОИУ-С501 определена зависимость величины влияния внешнего магнитного поля от ориентации ВОГ в этом поле. Максимальное влияние имеет место при действии вектора индукции внешнего магнитного поля ортогонально оси чувствительности ВОГ, т.е. в плоскости волоконного контура. Причем знак магнитной составляющей ошибки ВОГ зависит от направления действия вектора индукции внешнего магнитного поля.

При проведении наземных испытаний ВОГ необходимо учитывать влияние МПЗ путем выбора соответствующей ориентации прибора. Если это сложно сделать при испытаниях ВОГ в составе ИИБ бесплатформенного инерциального блока, например, при проведении наземной калибровки, приборы должны быть надежно экранированы или помещены в устройство, компенсирующее влияние МПЗ.

Список литературы:

1. Пешехонов В. Г. Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем / В. Г. Пешехонов // Гироскопия и навигация. – № 1 (72). 2011. – С. 3-16.

2. Мешковский И.К. Трехосный волоконно-оптический гироскоп. Результаты разработки / И.К. Мешковский, В.Е. Стригалев, Г. Б. Дейнека, В. Г. Пешехонов, Д.В. Волынский, А.А. Унтилов // XVIII Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. Сб. материалов. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2011. – С. 8-14.

3. Джашитов В. Э. Обеспечение термоинвариантности волоконно-оптического гироскопа / В. Э. Джашитов, В. М. Панкратов, А. В. Голиков, А. Г. Губанов, М. В. Ефремов // XVIII Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. Сб. материалов. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2011. – С. 15-24.

4. Кутовой В. М. Исследование характеристик бесплатформенного инерциального блока на базе волоконно-оптических гироскопов в процессе наземной отработки / В. М. Кутовой, О. И. Маслова, С. Ю. Перепелкина, М. А. Чапцова, М. В. Антонова, А. А. Игнатьев,

Е. Ю. Ковалева, А. М. Курбатов, Л. З. Новиков // XVIII Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. Сб. материалов. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2011. – С. 142-151.

5. Буравлев А. С. Волоконно-оптические гироскопы в условиях постоянного магнитного поля / А. С. Буравлев, Д. А. Егоров, Л. Г. Лисин // Гироскопия и навигация. – № 3 (62). 2008. – С. 59-63.

6. Златкин Ю. М. Технология и результаты испытаний бесплатформенного астроинерциального блока для систем управления космических аппаратов / Ю. М. Златкин, С. В. Олейник, Ю. А. Кузнецов, В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Сб. трудов XIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – С. 211-214.

7. Анучин О. Н. Бесплатформенные инерциальные системы навигации и ориентации (БИНС и БИСО). Учебное пособие / О. Н. Анучин, Г. И. Емельянцев – СПб.: ИТМО, 1995. – 110 с.

8. Шереметьев А. Г. Волоконный оптический гироскоп / А. Г. Шереметьев – М.: Радио и связь, 1987. – 152 с.

9. Советов Б. Я. Моделирование систем: Учебник для вузов / Б.Я. Советов, С.А. Яковлев – М.: Высш. шк., 1985. – 271 с.

10. Кузнецов Ю.А. Разработка модели дрейфа ВОГ ОИУС501 в условиях температурных изменений датчика / Ю.А. Кузнецов, С.В. Олейник, В.Б. Успенский, Н.Е. Хацько // Математические методы в технике и технологиях – ММТТ-25: сб. трудов XXV Междунар. науч. конф.: в 10 т. – Т. 6. – Секция 10 / под общ. ред. А.А. Большакова. – Волгоград: Волгогр. гос. техн. ун-т, 2012; – Харьков: Национ. техн. ун-т «ХПИ», 2012. – С. 82-84.

11. Статистические методы в инженерных исследованиях (лабораторный практикум): Учеб. пособие / В.П. Бородюк, А.П. Вощинин, А.З. Иванов и др.; Под ред. Г.К. Круга. – М.: Высш. школа, 1988. – 176 с.

12. Чумаченко А.В. Методика определения и результаты испытаний влияния магнитного поля Земли на работу волоконно-оптических гироскопов / А.В. Чумаченко, С.Н. Фирсов, Ю.А. Кузнецов, В.Б. Успенский, Е.Ю. Голуб // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. 2012. – № 2 (54). – С. 66-71.

13. Златкин Ю.М. Результаты исследования влияния магнитного поля Земли на погрешность измерений волоконно-оптического гироскопа / Ю.М. Златкин, С.В. Олейник, Ю.А. Кузнецов, В.Б. Успенский // Научно-техн. сб. «Космическая техника. Ракетное вооружение», посвященный 100-летию со дня рождения академика М.К. Янгеля. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2011. – С. 122-132.

14. Алексеев К.Б. Управление космическими летательными аппаратами / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин – М.: Машиностроение, 1974. – 34 с.

ГЛАВА 13

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ПРАКТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ СОЗДАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

13.1. Интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы – настоящее и будущее высокоточной навигации

Более 10 лет на кафедре ведутся работы по разработке и совершенствованию методического и математического обеспечения интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем (ИИСНС) различного назначения.

Начинаясь, как инициативный проект, сегодня исследования и разработки проводятся в рамках совместных работ с предприятиями и организациями Украины и России. Следует сказать, что полученные по данной тематике результаты неразрывно связаны с многолетним творческим сотрудничеством с приборостроительной компанией ЗАО «Лазекс» (г. Долгопрудный Московской области), занимающейся разработкой и производством авиационных интегрированных навигационных систем на лазерных гироскопах. Специалисты и ученые этой компании являются полноправными

соавторами описываемых далее результатов, которые уже нашли отражение в многочисленных совместных публикациях.

В настоящее время в области информационных систем реального времени наблюдается интенсивное развитие интегрированных инерциально-спутниковых навигационных системы. Придя на смену инерциальным навигационным системам (ИНС), ИИСНС обусловили настоящий прорыв в области навигационного обеспечения, сделав доступной высокоточную навигацию за приемлемую цену для широкого круга потребителей.

Традиционная область применения навигационного оборудования – авиационный и морской транспорт, ракетная и космическая техника. Учитывая важность выполняемых функций, до последнего времени на этих объектах использовались высокоточные платформенные или бесплатформенные ИНС. Высокая стоимость таких систем, определяемая, в основном, стоимостью прецизионных гироскопических измерителей угловой скорости, препятствовала расширению сферы применения ИНС. Имеющийся прогресс в области создания и производства новых гироскопических измерителей, например, твердотельных или микромеханических гироскопов, пока еще не вселяет надежд на скорое уменьшение стоимости высокоточных ИНС.

Достаточно весомой альтернативой ИНС в области навигационного обеспечения стали спутниковые радионавигационные системы (СРНС) GPS, ГЛОНАСС. Однако, превосходя ИНС по параметрам долговременной точности, навигационная информация, получаемая от приемника сигналов СРНС, не обладает ни требуемой полнотой состава формируемых параметров, необходимых для использования в контуре автоматического управления движением, ни требуемой частотой обновления информации, ни непрерывностью функционирования. Примечательно, что перечисленные недостатки СРНС отсутствуют у ИНС. Таким образом, полностью исключить из контура автоматического управления движе-

нием инерциальное оборудование, заменив его приемником сигналов СРНС, не возможно ни сегодня, ни в ближайшем будущем.

Исходя из указанных предпосылок, а также пользуясь предоставленными возможностями массового производства недорогих инерциальных датчиков низкой точности и общедоступностью информации от СРНС, более 20 лет назад стали появляться и использоваться первые интегрированные навигационные системы. В них осуществлялось комплексирование инерциальной и спутниковой информации с целью формирования так называемых гибридных данных, обладающих высокой точностью и всеми полезными атрибутами (непрерывность, полнота и т.д.) инерциальных параметров.

Дальнейшее развитие этого типа оборудования осуществлялось в направлении ослабления требований к инерциальным датчикам при сохранении высокой точности гибридной навигационной информации. Такая тенденция является экономически обоснованной, поскольку стоимость интегрированных систем, построенных на основе инерциальных датчиков низкой и средней точности, на порядок меньше стоимости высокоточных ИНС. Этот факт поспособствовал всемерному расширению сферы применения таких систем: от систем управления беспилотных летательных аппаратов и управляемых снарядов до приложений для мобильных телефонов.

Вместе с тем, использование ИИСНС в гражданской авиации имеет свои специфические особенности, которые состоят в необходимости обеспечить принятые в отрасли требования по безопасности навигационного обеспечения во всех возможных условиях эксплуатации, в том числе при временном отсутствии качественных сигналов СРНС.

Учет всевозможных условий эксплуатации ИИСНС требует особого подхода к разработке методического и математического обеспечения таких систем. Он состоит не только в создании устойчивых алгоритмов комплексирования, но и в применении специальной архитектуры математического обеспечения, мероприятиях по

повышению точности инерциальной подсистемы за счет заводской калибровки и использования компенсирующих моделей, расширения доступности спутниковой информации за счет использования сильносвязанной схемы комплексирования и т.д.

За прошедшие годы учеными кафедры изучены и решены следующие научно-практические задачи:

- разработаны все основные алгоритмы функционирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и сопутствующие алгоритмы, повышающие точность инерциального счисления;

- разработаны алгоритмы комплексирования инерциальной, спутниковой и воздушной информации и проведено исследование эффективности их работы в зависимости от настроек навигационного фильтра и информационного окружения;

- проведены мероприятия по обеспечению робастности алгоритмов комплексирования к недостоверным внешним измерениям и снижению адекватности используемых математических моделей;

- разработана архитектура математического обеспечения интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы, построенной на инерциальных датчиках среднего класса точности, обеспечивающая выполнение нормативных требований по безопасности навигации и пилотирования для гражданских воздушных судов;

- разработаны методики калибровки инерциального блока (ИБ), как по прямым измерениям инерциальных датчиков, так и уточняющие методики, использующие результаты функционирования алгоритма БИНС;

- разработана методика исследования температурной и магнитной зависимости дрейфа волоконно-оптических гироскопов, методы построения и использования компенсирующих моделей;

- проведен анализ ошибок инерциальной навигации и разработаны алгоритмические средства демпфирования Шулеровских и

суточных колебаний ошибок в частных условиях функционирования БИНС;

- проведены исследования влияния характера движения объекта на эффективность оценивания и коррекции инструментальных погрешностей инерциального блока в составе ИИСНС;

- разработана имитационная модель движения самолета для генерации измерений инерциальных датчиков, соответствующих полету по введенному маршруту;

- ведется разработка алгоритмического обеспечения БИНС, построенной только на акселерометрах.

Большинство перечисленных методов, методик и алгоритмов прошли апробацию в реальных полетных условиях функционирования.

Результаты работы зафиксированы более чем в 50 публикациях, часть из которых в соавторстве с российскими коллегами, 2 патентах РФ; защищена кандидатская диссертация (И.А. Багмут), по тематике выполнены две хозтемы («ХАРТРОН-АРКОС», г. Харьков; ВНИИ «Сигнал», г. Ковров).

В данной статье остановимся только на некоторых из опубликованных ранее результатах, которые дают представление о характере исследований по данной теме.

13.2. Алгоритм бесплатформенной инерциальной навигационной системы

Алгоритм БИНС является основным методом обработки инерциальной информации, как в ИНС, так и в ИИСНС.

Назначение этого алгоритма – вычисление углов ориентации, скорости и координат объекта по текущим измерениям акселерометров и гироскопов, обновляемым с некоторой известной частотой.

По своей сути алгоритм БИНС является процедурой решения задачи Коши для дифференциальных навигационных уравнений и представляет собой специальный метод численного интегриро-

вания. Особенность этого метода обусловлена тем, что, во-первых, гироскопы и акселерометры формируют цифровые данные соответственно в виде проекций вектора угла кажущегося поворота и проекций вектора кажущейся скорости на свои оси чувствительности, во-вторых, измерения динамических характеристик внутри временного такта интегрирования не доступны.

Существенным фактором, определяющим «облик» алгоритма БИНС, является выбор базовой системы координат (СК) относительно которой вычисляется положение и ориентация объекта. Не тривиальность такого выбора связана с тем, что потребителя навигационной информации интересуют так называемые потребительские параметры. К ним относятся географические широта, долгота и высота воздушного судна (ВС); северная, восточная и вертикальная компоненты скорости ВС относительно земной поверхности; а также углы ориентации - курс, тангаж, и крен, характеризующие положение объекта относительно местной географической системы координат. Однако интегрировать дифференциальные уравнения, записанные в этих параметрах, не удобно, так как они являются нелинейными, громоздкими и имеют особые случаи.

В этих условиях разработан алгоритм интегрирования уравнения движения центра масс и вращения вокруг него для переменных, записанных относительно некоторой инерциальной системы координат. Навигационные и кинематические уравнения в такой системе становятся линейными и исчезает проблема особых случаев. Ранее подобные алгоритмы применялись в задачах навигации ракет-носителей. Как показал практический опыт, применение их для авиационной техники также эффективно. При этом для вычисления собственно потребительских параметров из инерциальных используется формализм кватернионной алгебры и некоторые аналитически точные процедуры пересчета.

Для инициализации алгоритма БИНС вводятся начальные значения географической широты φ_0, долготы λ_0, высоты H_0 объекта; северной v_{N0}, вертикальной v_{H0} и восточной v_{E0} составляю-

щих относительной скорости ВС, а также углов курса ψ_0, тангажа θ_0 и крена γ_0 относительно местной географической СК в точке начальной выставки. Выходными переменными алгоритма являются текущие координаты ВС (φ, λ, H), относительная скорость (v_N, v_H, v_E) и углы (ψ, θ, γ).

С целью оптимизации вычислительного процесса в алгоритме используются следующие декартовы СК:

- инерциальная геоцентрическая СК $\{\Gamma_0\}$ с осями $x_{\Gamma 0}, y_{\Gamma 0}, z_{\Gamma 0}$ (рис. 13.1). Плоскость $x_{\Gamma 0} 0 y_{\Gamma 0}$ совпадает с плоскостью гринвичского меридиана в момент инициализации алгоритма;

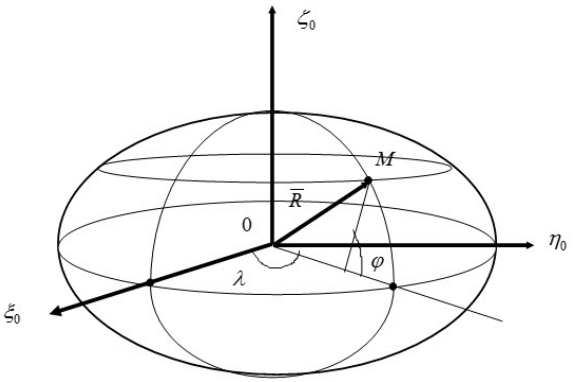


Рис. 13.1. Геоцентрическая и географическая СК

- инерциальная СК $\{X_0\}$, совпадающая в момент инициализации алгоритма с местной географической СК в точке начального расположения ВС. Оси x_0, направленная на север, и z_0, направленная на восток, определяют плоскость, касательную к земной поверхности; ось y_0 дополняет СК до правой (рис. 13.2). Ориентация СК $\{X_0\}$ относительно СК $\{\Gamma_0\}$ задается кватернионом $N_0 = M_1 \circ M_2$, в котором $M_1 = \cos\frac{\lambda_0}{2} + \sin\frac{\lambda_0}{2} \cdot (1,0,0)$ и

$M_2 = \cos\frac{\varphi_0}{2} - \sin\frac{\varphi_0}{2}\cdot(0,0,1)$. Для вычисления потребительских навигационных параметров используется также кватернион перехода от СК $\{\Gamma_0\}$ к местной географической СК $N_n = (\cos\frac{\lambda}{2} + \sin\frac{\lambda}{2}\cdot(1,0,0)) \circ (\cos\frac{\varphi}{2} - \sin\frac{\varphi}{2}\cdot(0,0,1))$, в котором λ, φ - текущие значения географических координат ВС;

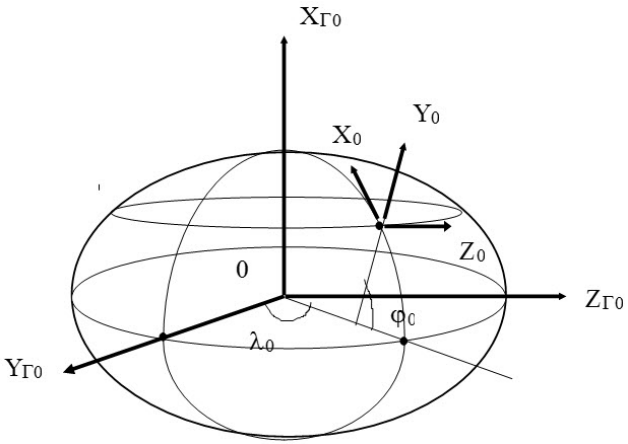


Рис. 13.2. Инерциальные СК геоцентрическая {Г0} и стартовая {Х0}

- связанная с ВС СК $\{X_c\}$ с началом в точке дислокации ИБ и осью x_c, направленной по продольной оси ВС, осью y_c, лежащей в плоскости симметрии ВС и направленной «вверх» (к хвостовому оперению) и осью z_c, дополняющей СК до правой. Начальная ориентация СК $\{X_c\}$ относительно $\{X_0\}$ определяется начальными значениями углов курса ψ, тангажа θ и крена γ (рис. 13.3) и отвечает кватерниону

$$\Lambda_0 = (\cos\frac{\psi_0}{2} - \sin\frac{\psi_0}{2}(0,1,0)) \circ (\cos\frac{\theta_0}{2} + \sin\frac{\theta_0}{2}(0,0,1)) \circ (\cos\frac{\gamma_0}{2} + \sin\frac{\gamma_0}{2}(1,0,0)).$$

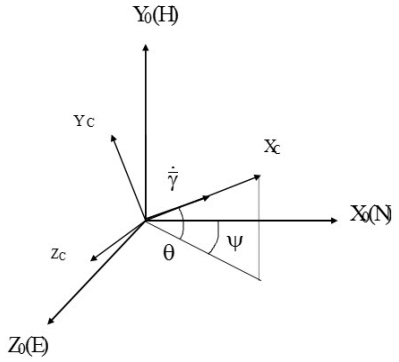


Рис. 13.3. Взаимосвязь стартовой СК {X0} и СК, связанной с ВС

Блок-схема алгоритма БИНС приведена на рис. 13.4, список использованных обозначений в таблице 13.1.

В блок-схеме использованы ссылки на следующие алгоритмы:

1.Алгоритм вычисления вектора гравитационного ускорения $\overline{g}$ в проекциях на оси СК $\{X_0\}$:

$$\overline{g}_{\{\Gamma 0\}} = -\frac{\mu}{R^3}\overline{R}_{\{\Gamma 0\}} + \frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu a_0^2}{R^5}\overline{R}_{\{\Gamma 0\}}\left(\Xi - \frac{5\cdot R_{\Gamma 3}}{R^2}\right),$$

параметр Ξ для первой компоненты вектора $\overline{g}$ имеет значение 3, для второй и третьей значение 1;

$$\overline{g}_{\{X0\}} = \widetilde{N}_0 \circ \overline{g}_{\{\Gamma 0\}} \circ N_0,$$

где $\mu = 3.9860009\cdot 10^{14}\, м^3/c^2$ - геоцентрическая гравитационная постоянная Земли; $C_{20} = -1082.63\cdot 10^{-6}$ - коэффициент при второй зональной гармонике разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям; $R = \sqrt{R_{\Gamma 1}^2 + R_{\Gamma 2}^2 + R_{\Gamma 3}^2}$.

Значения земных постоянных (WGS-84)

$a_0 = 6378137 \quad м$; $e^2 = 0.0066943800$.

Угловая скорость вращения Земли $\Omega = 7292116\cdot 10^{-11}$ рад/с.

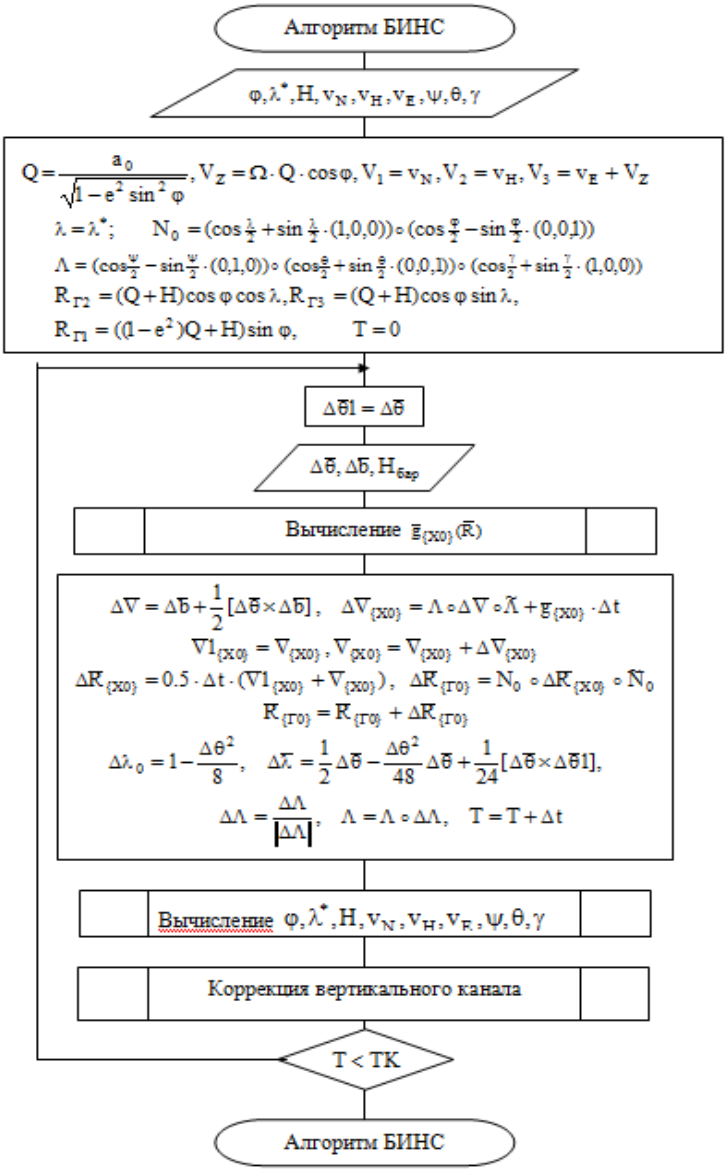


Рис. 13.4. Блок-схема алгоритма БИНС

Таблица 13.1

Список использованных обозначений

Обозначение переменных	Название переменных и их размерность
$\varphi, \lambda^*, H,$ $v_N, v_H, v_E,$ ψ, θ, γ	соответственно географические широта, долгота, высота ВС (рад.); северная, высотная и восточная составляющие относительной скорости ВС (м/с); углы курса, тангажа и крена ВС (рад.).
λ	абсолютная долгота (в инерциальной СК $\{\Gamma_0\}$) (рад.)
a_0, e, Ω, V_Z	соответственно большая полуось (м) и эксцентриситет земного эллипсоида, угловая (рад./с) и линейная скорость (м/с) вращения Земли в точке расположения объекта
$\Delta\bar{V}_{\{X0\}}, \bar{V}_{\{X0\}} =$ $= (V_1, V_2, V_3)$ $\nabla 1_{\{X0\}}$	приращение абсолютной скорости и абсолютная скорость ВС в проекциях на стартовую СК $\{X_0\}$ (м/с) абсолютная скорость ВС на предыдущем такте в проекциях на стартовую СК $\{X_0\}$ (м/с)
N_0	кватернион ориентации СК $\{X_0\}$ относительно СК$\{\Gamma_0\}$ (б/р)
$\Delta\Lambda, \Lambda$	соответственно кватернион поворота ВС на такте интегрирования и кватернион ориентации связанной с ВС СК относительно СК$\{X_0\}$ (б/р)
$\Delta\bar{\theta}, \Delta\bar{Б}$	показания гироскопов (рад.) и акселерометров (м/с) на такте
$H_{бар}$	баровысота, поступающая от внешней системы (м)
Δt, T, ТК	такт обновления информации с датчиков, продолжительность работы системы, время окончания работы (сек)
$\Delta\bar{R}_{\{X0\}}, \Delta\bar{R}_{\{\Gamma0\}},$ $\bar{R}_{\{\Gamma0\}} =$ $(R_{\Gamma1}, R_{\Gamma2}, R_{\Gamma3})$	соответственно приращение радиус-вектора ВС в СК $\{X_0\}$ и $\{\Gamma_0\}$ на такте интегрирования и текущее значение радиус-вектора (м)
$\bar{g}$	гравитационное ускорение (м / с^2)

2. Алгоритм вычисления потребительских навигационных параметров движения ВС $\{\varphi, \lambda^*, H, v_N, v_H, v_E, \psi, \theta, \gamma\}$:

2.1). Алгоритм вычисления $\{\varphi, \lambda, H\}$:

$$D = \sqrt{R_{\Gamma2}^2 + R_{\Gamma3}^2};$$

если $D = 0$, то $\varphi = \dfrac{\pi \cdot R_{\Gamma1}}{2 \cdot |R_{\Gamma1}|}$, $\lambda = 0$, $H = R_{\Gamma1} \sin\varphi - a_0\sqrt{1 - e^2 \sin^2\varphi}$;

если $D > 0$, то $\lambda_1 = \arcsin(R_{\Gamma 3} / D)$,

при этом если $R_{\Gamma 2} > 0, R_{\Gamma 3} > 0, \quad mo\ \lambda = \lambda_1;$

если $R_{\Gamma 2} < 0, R_{\Gamma 3} > 0, \quad mo\ \lambda = \pi - \lambda_1;$

если $R_{\Gamma 2} < 0, R_{\Gamma 3} < 0, \quad mo\ \lambda = -\pi - \lambda_1;$

если $R_{\Gamma 2} > 0, R_{\Gamma 3} < 0, \quad mo\ \lambda = \lambda_1;$

если $R_{\Gamma 1} = 0$, то $\varphi = 0, H = D - a_0$,

иначе вычислить вспомогательные величины

$$r = \sqrt{R_{\Gamma 1}^2 + R_{\Gamma 2}^2 + R_{\Gamma 3}^2},\ c = \arcsin(R_{\Gamma 1} / r),\ p = e^2 a_0 /(2 \cdot r);$$

и реализовать итерационный процесс

$$s_1 = 0, \quad b = c + s_1, \quad s_2 = \arcsin(p \cdot \sin(2 \cdot b) / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 b});$$

если $|s_2 - s_1| < \varepsilon$, где $\varepsilon = 0.000001''$ - требуемая точность вычислений, то

$$\varphi = b, \quad H = D \cos\varphi + R_{\Gamma 1} \sin\varphi - a_0 \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi};$$

в противном случае полагается $s_1 = s_2$ и вычисления повторяются, начиная с расчета b.

2.2). Алгоритм вычисления $\{\lambda^*, v_N, v_H, v_E\}$:

- географическая долгота λ^* вычисляется из абсолютной долготы λ по формуле

$$\lambda^* = \lambda - \Omega \cdot T,$$

где Ω - угловая скорость вращения Земли; T - время, прошедшее с момента инициализации алгоритма;

- составляющие относительной скорости вычисляется по формулам:

$$N_n = (\cos\frac{\lambda}{2} + \sin\frac{\lambda}{2} \cdot (1,0,0)) \circ (\cos\frac{\varphi}{2} - \sin\frac{\varphi}{2} \cdot (0,0,1)),$$

$$\overline{V}_{\{X_n\}} = \widetilde{N}_n \circ N_0 \circ \overline{V}_{\{X_0\}} \circ \widetilde{N}_0 \circ N_n ,$$

$$Q = \frac{a_0}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}, \quad V_Z = \Omega \cdot Q \cdot \cos\varphi ,$$

$$v_N = V_{\{X_n\}_1}, \quad v_H = V_{\{X_n\}_2}, \quad v_E = V_{\{X_n\}_3} - V_Z .$$

2.3). Алгоритм вычисления $\{\psi, \theta, \gamma\}$:

- вычисление кватерниона ориентации местной географической СК относительно ГИСК {Г0} по формуле

$$N_n = (\cos\left(\frac{\lambda + \Omega \cdot T}{2}\right) + \sin\left(\frac{\lambda + \Omega \cdot T}{2}\right)(1,0,0)) \circ (\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)(0,0,1));$$

- вычисление кватерниона ориентации объекта относительно местной географической СК по формуле

$$M = \widetilde{N}_n \circ N_0 \circ \Lambda ;$$

- вычисление углов тангажа, курса и крена по формулам

$$\theta = \arcsin(2 \cdot \mu_0 \cdot \mu_3 + 2 \cdot \mu_2 \cdot \mu_1),$$

$$\psi = sign(r_1) \cdot \arcsin\left(\frac{-2 \cdot \mu_0 \cdot \mu_2 + 2 \cdot \mu_3 \cdot \mu_1}{\cos(\theta)}\right) + \frac{\pi}{2} \cdot (1 - sign(r_1)),$$

$$\gamma = sign(r_2) \cdot \arcsin\left(\frac{2 \cdot \mu_0 \cdot \mu_1 - 2 \cdot \mu_3 \cdot \mu_2}{\cos(\theta)}\right) + \frac{\pi}{2} \cdot (1 - sign(r_2)),$$

где $\mu_j, j = \overline{0,3}$ - компоненты кватерниона M ,

$$r_1 = \mu_0^2 + \mu_1^2 - \mu_2^2 - \mu_3^2, \quad r_2 = \mu_0^2 + \mu_2^2 - \mu_1^2 - \mu_3^2 .$$

3. Алгоритм коррекции вертикального канала:

- получение сглаженной оценки высоты $\hat{H}$ и вертикальной скорости $\hat{v}_H$ по измерениям баровысоты с помощью двумерного фильтра Калмана;

- вычисление скорректированного радиус-вектора

$$R_{\Gamma 2} = (Q + \hat{H})\cos\varphi\cos(\lambda + \Omega \cdot T),$$
$$R_{\Gamma 3} = (Q + \hat{H})\cos\varphi\sin(\lambda + \Omega \cdot T),$$
$$R_{\Gamma 1} = ((1 - e^2)Q + \hat{H})\sin\varphi$$

где $Q = \dfrac{a_0}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi)}}$;

- вычисление кватерниона ориентации местной географической СК $\{Xn\}$ относительно инерциальной геоцентрической СК $\{\Gamma 0\}$ по формуле

$$N_n = (\cos\left(\frac{\lambda + \Omega \cdot T}{2}\right) + \sin\left(\frac{\lambda + \Omega \cdot T}{2}\right)(1,0,0)) \circ (\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)(0,0,1));$$

- вычисление линейной скорости вращения Земли в точке дислокации объекта по формуле

$$V_Z = \Omega \cdot (Q + \hat{H}) \cdot \cos(\varphi);$$

- вычисление вектора абсолютной скорости в проекциях на оси местной географической СК по формулам

$$V_{\{Xn\}}[1] = v_N,\ V_{\{Xn\}}[2] = \hat{v}_H,\ V_{\{Xn\}}[3] = v_E + V_Z;$$

- вычисление вектора абсолютной скорости в проекциях инерциальной стартовой СК по формуле

$$\overline{V}_{\{X0\}} = \widetilde{N}_0 \circ N_n \circ \overline{V}_{\{Xn\}} \circ \widetilde{N}_n \circ N_0.$$

13.3. Архитектура алгоритмического обеспечения ИИСНС

В основу архитектуры алгоритмического обеспечения ИИСНС для систем с датчиками среднего класса точности положены следующие соображения:

- резервирование канала инерциального счисления. Особенностью построения ИИСНС на инерциальных датчиках среднего и

низкого класса точности является то, что необходимо осуществлять периодическую коррекцию вектора состояния БИНС для предотвращения недопустимо больших погрешностей и, как следствие, так называемого «развала» вычислительного процесса. При этом используется сглаженная спутниковая информация. В этих условиях для сохранения независимости от СРНС формирования углов вертикали, критически важных для пилотирования, следует использовать некорректируемый канал инерциального счисления, что и приводит к целесообразности его резервирования;

- сглаживание переходных процессов в оценках гибридных параметров, связанных с изменением информационного окружения. ИИСНС непрерывно функционирует в любых условиях, как при наличии сигналов СРНС, так и при их отсутствии. При отсутствии корректирующих сигналов СРНС происходит накопление ошибок счисления, что снижает адекватность используемых в навигационном фильтре моделей. После восстановления радиоконтакта со спутниками СРНС наблюдаются существенные переходные процессы в фильтре, что негативно сказывается на формируемых системой гибридных параметрах. Для парирования этого эффекта в алгоритмах ИИСНС предусмотрено сглаживание корректирующих поправок;

- коррекция вертикального канала БИНС по независимой схеме. Для обеспечения независимости горизонтального и вертикального каналов счисления реализована коррекция высоты и вертикальной скорости с помощью частного фильтра, при этом в канале корректируемого БИНС для целостности ковариационной матрицы ошибок сохраняется коррекция по общему алгоритму навигационного фильтра.

К достоинствам разработанной архитектуры алгоритмического обеспечения ИИСНС (рис. 13.5) можно отнести то, что она легко перестраивается для работы с инерциальными датчиками любого класса точности. Действительно, при использовании высокоточных инерциальных датчиков путем параметрической настройки можно

обеспечить полноценный и независимый инерциальный и гибридный выходы системы, для датчиков среднего класса точности (системы типа «Курсовертикаль») – инерциальный выход углов вертикали и гибридный выход для параметров скорости и координат; для датчиков низкого класса точности – исключительно гибридный выход.

На рисунке использованы следующие обозначения: АПСН – аппаратура потребителя спутниковой навигации; СВС – система воздушных сигналов; $\overline{N},\overline{R}$ - информационные импульсы, получаемые от трех гироскопов и трех акселерометров, пропорциональные вектору угла кажущегося поворота и вектору кажущейся скорости; $\nabla\overline{\Theta},\nabla\overline{B}$ - приращения вектора кажущегося поворота и вектора кажущейся скорости, вычисленные согласно математической модели инерциального модуля (ИМ) с учетом паспортных значений инструментальных погрешностей; $\nabla\hat{\Theta},\nabla\hat{B}$ - скорректированные приращения вектора кажущегося поворота и вектора кажущейся скорости по результатам оперативной идентификации дрейфа гироскопов и смещения нуля акселерометров; $\overline{\mathrm{X}}_{\mathrm{K}}$ - прогнозируемое по инерциальным данным значение вектора состояния, включающего радиус-вектор положения ВС, вектор скорости и кватернион инерциальной ориентации, в канале БИНС корректируемый; $\hat{X}_K$ - скорректированное с учетом СНС и СВС данных значение вектора состояния; $\overline{\sigma}_{\delta X}$ - вектор среднеквардатических отклонений (СКО) ошибок основных навигационных параметров, формируемый в ковариационном блоке фильтра Калмана и поступающий в «Блок вычисления…выходных параметров…» для обеспечения функции целостности системы (диагностика и индикация параметрических отказов); $\delta\overline{\omega},\delta\overline{a}$ - оценки параметров ошибок измерений гироскопов и акселерометров, получаемые в Блоке калмановской фильтрации; $\delta\hat{\omega}$ - сглаженная оценка дрейфа гироскопов;

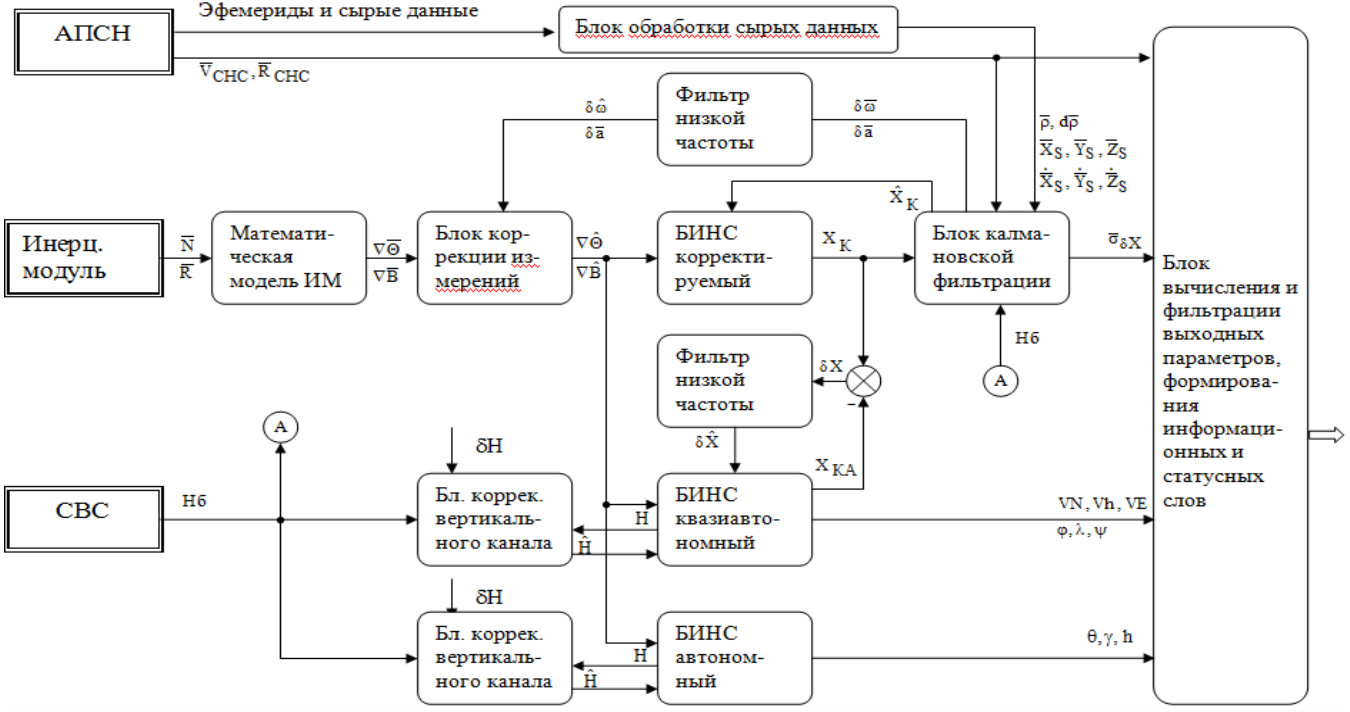


Рис. 13.5. Архитектура алгоритмического обеспечения ИИСНС

$Нб$ - высота барометрическая, поступающая от СВС и используемая для коррекции вертикальных каналов алгоритмов БИНС; δH - параметр, связывающий высоту барометрическую и высоту над земным эллипсоидом. Определяется из сопоставления высот, получаемых от АПСН и СВС; H - высота над земным эллипсоидом, вычисляемая в алгоритмах БИНС квазиавтономном и БИНС автономном; $\hat{\mathrm{H}}$ - высота над земным эллипсоидом, скорректированная с учетом измерений СВС; X_{KA} - вектор состояния алгоритма БИНС квазиавтономный, служит для формирования вектора отклонения от одноименных параметров БИНС корректируемого; δX - вектор отклонения параметров БИНС квазиавтономный от одноименных параметров БИНС корректируемый; $\delta\hat{X}$ - сглаженный с помощью фильтра первого порядка вектор δX. Служит для коррекции параметров БИНС_КЛА; VN, Vh, VE - северная, вертикальная и восточная составляющие скорости ВС, поступающие из алгоритма БИНС квазиавтономный в «Блок вычисления… выходных параметров…» и далее во внешние системы; φ, λ - широта и долгота, поступающие из алгоритма БИНС квазиавтономный в «Блок вычисления… выходных параметров…» и далее во внешние системы; ψ - угол истинного курса, поступающий из алгоритма БИНС квазиавтономный в «Блок вычисления… выходных параметров…» и далее во внешние системы; θ, γ - углы тангажа и крена, поступающие из алгоритма БИНС автономный в «Блок вычисления… выходных параметров…» и далее во внешние системы; h - высота инерциальная, поступающая из алгоритма БИНС автономный в «Блок вычисления… выходных параметров…» и далее во внешние системы; $\overline{V}_{CHC}, \overline{\mathrm{R}}_{\mathrm{CHC}}$ - вектор скорости и радиус-вектор положения ВС в системе координат WGS-84, поступающий из АПСН при наличии достаточного числа радиовидимых спутников. Предназначены для коррекции вектора состояния БИНС_К в интегрированном режиме совместно с баровысотой от СВС; $\overline{\rho}, d\overline{\rho}$ -

векторы радиальной дальности и радиальной скорости до 1-3 радиовидимых спутников ГЛОНАСС, вычисляемые по сырым измерениям АПСН и предназначенные для коррекции вектора состояния БИНС_К в субинтегрированном режиме; $\overline{X}_S, \overline{Y}_S, \overline{Z}_S, \dot{\overline{X}}_S, \dot{\overline{Y}}_S, \dot{\overline{Z}}_S$ - координаты и скорость радиовидимых спутников ГЛОНАСС в системе координат ПЗ-90, вычисляемые с учетом эфемерид и используемые в субинтегрированном режиме.

Таким образом, разработанная архитектура алгоритмического обеспечения надежно устраняет негативные эффекты, связанные со специфическими условиями функционирования интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы при использовании в последней инерциальных датчиков различного типа. Ее летная апробация для инерциальных датчиков различного типа (высокоточных и средней точности) подтверждает ожидаемую эффективность функционирования ИИСНС.

13.4. Наблюдаемость инструментальных ошибок инерциального блока и усовершенствование методов коррекции в интегрированных системах

Одним из преимуществ интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем является ослабление требований к инерциальным датчикам при сохранении высокой точности функционирования системы в целом. Используемый в таких системах принцип комплексирования избыточной информации не только позволяет неограниченно долго формировать высокоточные сглаженные оценки основных навигационных параметров, но и определять в ходе функционирования инструментальные погрешности инерциальных датчиков, такие, как смещения нуля, погрешность масштабного коэффициента, параметры несоосности осей чувствительности гироскопов и акселерометров. Получаемые таким образом оценки погрешностей используются для компенсации ошибок измерений в текущем и последующих включениях системы, повышая точность инерциального счисления.

Однако эффективность оценивания по имеющейся информации тех либо иных погрешностей существенно зависит от характера движения, совершаемого объектом. В связи с этим актуальной задачей является исследование возможности получения достоверных оценок параметров погрешности в условиях стендовой калибровки и при типовых движениях объекта. Результатом такого исследования в диссертационной работе И.А. Багмута (руководитель В.Б. Успенский) явились усовершенствованные методы коррекции расширенного вектора состояния и рекомендации по осуществлению маневров, обеспечивающих хорошую наблюдаемость различных параметров инструментальных погрешностей. Далее в разделе отражены отдельные результаты упомянутого исследования.

Основной теоретической проблемой рассматриваемой задачи является адекватная оценка параметрической наблюдаемости в нестационарных линейных системах. После анализа известных мер наблюдаемости, их преимуществ и недостатков, были введены две оригинальные меры наблюдаемости, позволяющие по-новому формализовать понятие «хорошо наблюдаемая» и «слабо наблюдаемая» компонента вектора состояния системы. Данные меры позволяют упростить структурный анализ наблюдаемости, в том числе для систем высокой размерности. Рассмотрим их.

Пусть имеется нестационарная линейная система, функционирование которой описывается следующими уравнениями:

$$\dot{\bar{x}} = A(t) \cdot \bar{x}\,,\ \bar{z} = H(t) \cdot \bar{x}\,, \tag{13.1}$$

где $\bar{x}$ - n-мерный вектор состояния системы; $A(t)$ - матрица динамики системы размера n×n; $\bar{z}$ - m-мерный вектор измерений; $H(t)$ - матрица связи (измерения) размера m×n.

Первая введенная мера задается соотношением

$$\mu = \det\left(M^T \cdot M\right), \tag{13.2}$$

где - $\mathrm{M} = \left[\Pi_0{}^T \quad \Pi_1{}^T \quad \ldots \quad \Pi_{n-1}{}^T\right]^T$ матрица наблюдаемости системы (13.1), $\Pi_0 = H(t)$, $\Pi_k = \Pi_{k-1} \cdot A(t) + \dot{\Pi}_{k-1}$, $k = \overline{1, n-1}$.

Значение $\mu << 1$ свидетельствует о наличии слабо наблюдаемых компонент вектора состояния системы, в противном случае все компоненты являются хорошо наблюдаемыми. Данная мера получила название обобщенной, так как она в целом характеризует наблюдаемость системы.

Вторая мера позволяет определить слабо наблюдаемые координаты:

$$\mu_i = \max_j \left(\left|m^+_{i,j}\right|\right), \; j = \overline{1, m \cdot n}, \tag{13.3}$$

где μ_i - мера наблюдаемости i-й координаты вектора состояния $\bar{x}$; $m^+_{i,j}$ - соответствующий элемент матрицы $M^+ = \left(M^T \cdot M\right)^{-1} \cdot M^T$.

Если при расчетах $\mu_i >> 1$, координата x_i является слабо наблюдаемой, в противном случае - хорошо наблюдаемой. Эта мера получила название “локальной”, так как она позволяет оценить наблюдаемость конкретной координаты вектора состояния системы, но не всей системы в целом.

С применением введенных новых мер наблюдаемости выполнен анализ наблюдаемости ошибок измерений и инструментальных погрешностей гироскопов и акселерометров с учетом типа движения ВС. Исследовалась система уравнений (13.1) размерностью 33, для которой переменные, входящие в нее, имеют следующий смысл:

$$\bar{x} = \left(\delta\lambda \;\; \delta\varphi \;\; \delta h \;\; \delta v_N \;\; \delta \mathrm{v}_\mathrm{H} \;\; \delta v_E \;\; \delta\psi \;\; \delta\theta \;\; \delta\gamma \;\; \Delta\omega_i \;\; \Delta a_i \;\; \delta k\omega_i \;\; \delta k a_i \;\; \omega ij \;\; aij\right)^T,$$

$$i \in \{X, Y, Z\}, \; j \in \{X, Y, Z\}, \; i \neq j,$$

$$\Delta\dot{\omega}_i = 0, \Delta\dot{a}_i = 0, \delta k\dot{\omega}_i = 0, \delta k\dot{a}_i = 0, \dot{\omega} ij = 0, \dot{a} ij = 0,$$

$$\delta a_X = \Delta a_X - a_X \cdot \delta k a_X - a_Z \cdot aXY + a_Y \cdot aXZ,$$

$$\delta a_Y = \Delta a_Y - a_Y \cdot \delta k a_Y + a_Z \cdot aYX - a_X \cdot aYZ,$$

$$\delta a_Z = \Delta a_Z - a_Z \cdot \delta k a_Z - a_Y \cdot aZX + a_X \cdot aZY ,$$
$$\delta \omega_X = \Delta \omega_X - \omega_X \cdot \delta k \omega_X - \omega_Z \cdot \omega XY + \omega_Y \cdot \omega XZ ,$$
$$\delta \omega_Y = \Delta \omega_Y - \omega_Y \cdot \delta k \omega_Y + \omega_Z \cdot \omega YX - \omega_X \cdot \omega YZ ,$$
$$\delta \omega_Z = \Delta \omega_Z - \omega_Z \cdot \delta k \omega_Z - \omega_Y \cdot \omega ZX + \omega_X \cdot \omega ZY . \qquad (13.4)$$

Здесь λ, φ, h – соответственно географические долгота, широта и высота ВС над поверхностью земного сфероида; v_N, v_H, v_E – проекции относительной скорости ВС на оси местной географической СК; ψ, θ, γ – соответственно углы курса, тангажа и крена ВС; ω_X, ω_Y, ω_Z – проекции вектора угловой скорости ВС на связанные с ним оси; a_X, a_Y, a_Z – проекции вектора кажущегося ускорения на оси связанной СК; $\delta k a_X$, $\delta k a_Y$, $\delta k a_Z$ – погрешности масштабных коэффициентов акселерометров; aXY, aXZ, aYX, aYZ, aZX, aZY – угловые параметры несоосностей акселерометров; $\delta k \omega_X$, $\delta k \omega_Y$, $\delta k \omega_Z$ – погрешности масштабных коэффициентов гироскопов; ωXY, ωXZ, ωYX, ωYZ, ωZX, ωZY – угловые параметры несоосностей гироскопов. Символы N, H, E означают соответственно северную, высотную и восточную оси географической СК. Символ δ означает ошибку измерения соответствующего параметра, а символ Δ - смещение нуля датчика.

В таблице 13.2 приведены основные результаты данного исследования. Приняты следующие обозначения:

1) символ “+” означает хорошую наблюдаемость;

2) символ “*” означает слабую наблюдаемость;

3) символ “v” означает наблюдаемость в линейной комбинации;

4) символ “-” отсутствие наблюдаемости или слабую наблюдаемость в линейной комбинации.

Таблица 13.2

Наблюдаемость ошибок измерений
и инструментальных погрешностей инерциальных датчиков

	Наблюдаемость ошибок измерений и инструментальных погрешностей инерциальных датчиков								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Ошибки измерений инерциальных датчиков									
$\delta\omega_x$	-	+	v	v	-	+	+	+	v
$\delta\omega_y$	*	*	*	*	*	+	+	+	*
$\delta\omega_z$	-	+	v	v	-	+	+	+	v
δa_x	-	+	+	v	-	+	+	+	v
δa_y	+	+	+	+	+	+	+	+	+
δa_z	-	+	v	+	-	-	+	v	+
Инструментальные погрешности инерциальных датчиков									
$\Delta\omega_x$	-	v	v	v	-	+	v	v	v
$\Delta\omega_y$	*	v	v	v	*	+	v	v	v
$\Delta\omega_z$	-	v	v	v	-	+	v	v	v
Δa_x	-	v	v	v	-	v	v	v	v
Δa_y	v	v	v	v	v	v	v	v	v
Δa_z	-	v	v	v	-	-	v	v	v
$\delta k\omega_x$	-	-	-	v	-	-	-	-	v
$\delta k\omega_y$	-	v	-	-	-	-	v	-	-
$\delta k\omega_z$	-	-	v	-	-	-	-	v	-
δka_x	-	-	v	-	-	v	v	v	-
δka_y	v	v	v	v	v	v	v	v	v
δka_z	-	-	-	v	-	-	v	-	v
ωXY	-	-	v	-	-	-	-	v	-
ωXZ	-	v	-	-	-	-	v	-	-
ωYX	-	-	v	-	-	-	-	V	-
ωYZ	-	-	-	v	-	-	-	-	v
ωZX	-	v	-	-	-	-	v	-	-
ωZY	-	-	-	v	-	-	-	-	v
aXY	-	-	-	v	-	-	v	-	v
aXZ	-	v	v	v	-	v	v	V	v
aYX	-	-	-	v	-	-	v	-	v
aYZ	-	-	v	-	-	v	v	V	-
aZX	-	v	v	v	-	v	v	V	v
aZY	-	-	v	-	-	v	v	V	-

Значения в каждой колонке соответствуют одному из тестовых или характерных движений, при начальном значении угла курса 45º:

1) неподвижное состояние с малыми углами тангажа и крена;

2) повороты блока навигационной системы по углу курса, при малых углах тангажа и крена;

3) повороты блока ИИСНС по углу тангажа, при малых углах крена;

4) повороты блока навигационной системы по углу крена, при малых углах тангажа;

5) равномерное прямолинейное движение;

6) прямолинейное равноускоренное движение;

7) поворот по углу курса при малых углах тангажа и крена;

8) набор высоты;

9) равномерное прямолинейное движение с маневром по углу крена.

На основе приведенных в таблице результатов сформулированы рекомендации по пилотированию ЛА с целью повышения точности инерциальных измерений в интегрированной навигационной системе.

Таким образом, получена уточненная математическая модель ошибок инерциальной навигации и на ее основе усовершенствованы методы коррекции в ИИСНС. В уравнениях модели ошибок учитываются все навигационные и динамические параметры подвижного объекта, а также основные типы инструментальных погрешностей инерциальных датчиков.

Проведено также исследование влияния инструментальных погрешностей инерциальных датчиков на точность инерциальной навигации, на основе которого получены аналитические соотношения, позволяющие вычислить требуемый уровень погрешности датчиков в зависимости от требований к системе.

Для подтверждения достоверности полученных результатов разработаны и программно реализованы алгоритм комплексирования и коррекции навигационной информации в интегрированной навигационной системе. В качестве основного алгоритма используется расширенный фильтр Калмана (ФК). Установлено,

что использование обратной связи по оценкам инструментальных погрешностей и ошибкам выходных параметров БИНС обеспечивает работоспособность ФК в условиях значительных инструментальных погрешностей БИНС. Исследовано влияние различных вариантов настройки фильтра Калмана на эффективность получения оценок и выработаны рекомендации по выбору настраиваемых параметров фильтра.

Дальнейшее развитие методики комплексирования информации в ИИСНС связано с повышением устойчивости алгоритмов функционирования системы в условиях переменного состава внешних измерений.

13.5. Обеспечение устойчивости функционирования ИИСНС при переменном составе внешних измерений

Работа интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы основана на совместной обработке инерциальных измерений, получаемых с помощью гироскопов и акселерометров, и спутниковой информации, поступающей от приемника сигналов СРНС. Как правило, приемник вместе с инерциальными датчиками входит в состав ИИСНС, однако, в отличие от БИНС, не является автономным средством навигации. Это означает, что способность получать спутниковую информацию зависит от внешних условий, как естественного, так и искусственного характера (помехи, затенение антенны, отсутствие достаточного числа работающих спутников в зоне радиовидимости и т.д.). Следовательно, при неблагоприятных внешних условиях в спутниковой информации возможны перерывы, в том числе и длительные. Как показывает опыт эксплуатации ИИСНС, выход интегрированной системы на штатное функционирование после длительных перерывов может привести к негативным эффектам, вплоть до потери функциональности (отказ системы). Общему анализу таких ситуаций и описанию способов их парирования посвящен данный раздел.

Охарактеризуем имеющиеся в ИИСНС источники информации.

Инерциальные датчики – гироскопы и акселерометры, измеряют вектор угловой скорости и вектор кажущегося ускорения (либо их интегральные представления). Далее из измеренного вектора кажущегося ускорения с учетом текущей ориентации объекта, вычисляемой по измерениям гироскопов, «удаляется» модельное значения вектора гравитационного ускорения, а остаток дважды численно интегрируется. В результате получаем приращение скорости и координат и, наконец, используя начальные условия, – искомые навигационные параметры (географические координаты, относительную скорость и углы ориентации). По сути выше описан алгоритм БИНС, изложенный ранее в п.13.2. Частота обновления инерциальной информации – от 100 Гц до 3 кГц, перерыв в данных в течение нескольких тактов обновления означает отказ устройства и системы в целом.

Обработка инерциальной информация осуществляется с максимально возможной частотой, в результате чего формируются так называемые данные инерциального счисления: координаты, скорость, углы, вычисленные только по измерениям гироскопов и акселерометров. Вследствие наличия инструментальных погрешностей инерциального модуля вычисляемые оценки координат будут содержать накапливающуюся погрешность, которая при отсутствии коррекции может стать недопустимо большой. При этом скорость нарастания этой погрешности непосредственно зависит от точности измерений используемых гироскопов и акселерометров.

Для периодической коррекции погрешности инерциального счисления используется информация от приемника сигналов СРНС, которая в штатных условиях функционирования формируется 1 раз в секунду и содержит обновляемые вектор скорости и координаты объекта. Коррекция осуществляется с использованием оценок, полученных по алгоритму фильтра Калмана (ФК) с расширенным вектором состояния, включающим в себя, помимо ошибок навигационных параметров, еще и инструментальные погрешности датчиков (см. п.13.4). В результате коррекции ошибка

вектора состояния скачком уменьшается до некоторого малого уровня и затем снова увеличивается до следующей эффективной коррекции.

Эффективность коррекции, в основном, определяется адекватностью модели ошибок, используемой в ФК, их фактическому значению. Следует подчеркнуть, что с увеличением фактических ошибок инерциального счисления адекватность такой модели быстро уменьшается. С учетом сказанного, очевидно, что при регулярном поступлении и использовании спутниковой информации удается поддерживать адекватность используемой в ФК модели на достаточно высоком уровне, что обеспечивает высокое качество (гладкость, высокую точность) получаемых в конечном итоге оценок навигационных параметров. В перерывах между коррекциями ИИСНС функционирует, как инерциальная навигационная система, со всеми присущими последней недостатками, связанными с возрастанием погрешности счисления.

Для обоснования пригодности ИИСНС, как основного средства навигации для летательных аппаратов, наряду со штатными условиями функционирования, при которых спутниковая информация считается доступной, следует рассматривать также и возможность перерывов спутниковой информации, вероятность которых достаточно высока. При этом, чем длиннее перерыв, тем сильнее могут проявляться в вычислениях негативные эффекты. В зависимости от класса точности инерциальных датчиков, используемых в системе, критическая продолжительность перерыва, после которой возврат к штатным условиям функционирования без перевключения системы невозможен, может варьироваться от минуты до нескольких часов.

Перечислим негативные эффекты, которые могут возникнуть в вычислительном процессе ИИСНС при длительных перерывах спутниковой информации:

- вырабатываемая системой навигационная информация становится недостоверной вследствие слишком большой накопленной погрешности инерциальных измерений;

- чрезмерное возрастание всех элементов ковариационной матрицы ошибок, вычисляемой в алгоритме ФК, приводит к физически необоснованной коррекции таких переменных, как углы ориентации самолета, дрейфы гироскопов, по измерениям баровысоты, обеспечиваемым бортовой системой воздушных сигналов и входящим в состав вектора внешних корректирующих измерений. Причем в штатных условиях функционирования такого влияния практически нет, при длительном же отсутствии спутниковой коррекции оно возникает вследствие уменьшения адекватности линеаризованной модели ошибок, используемой в ФК;

- резкое снижение эффективности коррекции после восстановления спутниковой информации, связанное с потерей целостности данных в структуре фильтра Калмана. Механизм такого снижения объясняется многократным превышением фактической ошибки измеряемых параметров (невязка в алгоритме ФК) оценочного среднеквадратического отклонения этой ошибки, получаемого из элементов ковариационной матрицы. При таком соотношении параметров фильтра уменьшение ошибки оценок навигационных параметров до минимального уровня растягивается на десятки минут, что не допустимо. Причиной такого несоответствия является снижение адекватности матрицы линеаризованной модели ошибок их фактическим значениям;

- после восстановления спутниковой коррекции в динамике оценок навигационных параметров могут наблюдаться нежелательные переходные процессы, вплоть до перерегулирования. Естественно, с течением времени они затухают, но потребителя навигационной информации, например, автоматическую систему управления полетом, необходимо оградить от такой информации.

Общей причиной перечисленных эффектов является снижение адекватности математической модели ошибок, используемой в фильтре Калмана, при длительном отсутствии корректирующих сигналов достаточной информативности. Такие сигналы, в частности, формируются при наличии спутниковой информации о

местоположении и скорости объекта. Вследствие такого снижения адекватности нарушается целостность параметров фильтра, возникают нежелательные переходные процессы, снижается точность вырабатываемой навигационной информации.

По-видимому, существует множество способов преодолеть указанную ограниченность ИИСНС. Алгоритм фильтрации, в котором тем либо иным образом решены проблемы, связанные с недостоверностью измерений или несоответствием фактических ошибок их моделям, используемым в фильтре, называется робастным. Таким образом, алгоритмические мероприятия, направленные на устранение негативных эффектов, возникающих вследствие переменного состава внешних измерений, направлены, по сути, на повышение робастности алгоритма комплексирования информации в интегрированных навигационных системах.

Перечислим некоторые из алгоритмических способов и приемов, направленных на повышение робастности алгоритмов комплексирования и прошедшие проверку на практике:

- получение от приемника сигналов СРНС, обработка и использование для частичной коррекции вектора состояния так называемых «сырых данных»: измерений радиальной псевдодальности и радиальной псевдоскорости объекта относительно радио-видимых спутников. Если в зоне видимости объекта находится хотя бы один спутник, указанные измерения будут доступны. Такая функция может быть востребованной при отсутствии достоверных спутниковых измерений координат и скорости вследствие их большой погрешности или малого числа (менее 4) радио-видимых спутников. Этот способ использования спутниковых измерений известен, как сильносвязанная схема комплексирования. Особенность его применения состоит в том, что такая схема применяется только для малого числа спутников (1-3), тогда, когда приемник не формирует готовых координат и скорости объекта. Для обеспечения инвариантности алгоритма к уходам шкалы времени приемника используется метод коррекции по разностям псевдо-

дальности и разностям псевдоскорости. Следует подчеркнуть, что коррекция с использованием «сырых данных» от 1-3 спутников не будет полной, так как такой набор измерений не обеспечивает полной наблюдаемости даже координат и скорости. Но, как показывает практика, точность функционирования системы в этом случае выше, чем при инерциальном счислении, а вероятность полного отсутствия спутниковых данных снижается;

- реализация в архитектуре программного обеспечения нескольких параллельных каналов обработки инерциальных данных. Указанный прием нашел отражение на рис. 13.5 (п.13.3), где введено три канала обработки данных, различающихся между собой глубиной корректирования векторов состояния. В частности, для изоляции переходных процессов, возникающих при восстановлении спутниковой информации, предусмотрен канал, содержащий блок «БИНС квазиавтономный», вектор состояния которого корректируется только по окончании переходных процессов в фильтре и, помимо фильтра Калмана, использует низкочастотный фильтр для корректирующих поправок. Именно из этого вычислительного канала и выдаются потребителю координаты, скорость, курс объекта. Углы тангажа, крена и высота, как наиболее важные для безопасности пилотирования, формируются и выводятся из канала «БИНС автономный», изолированного от спутниковых данных;
- преднамеренное и целенаправленное изменение некоторых переменных в структуре фильтра Калмана позволяет в некоторой степени преодолеть эффекты, связанные с нарушением адекватности модели ошибок. Необходимость в таких мероприятиях возникает только при нештатном функционировании ИИСНС, когда ковариационная матрица ошибок вследствие длительного отсутствия коррекций чрезмерно возрастает. Такие изменения касаются, в основном, элементов ковариационной матрицы и направлены на желаемое изменение коэффициента усиления вектора невязок в алгоритмах коррекции;

- адаптация моделей ошибок в фильтре Калмана, состоящая в учете продолжительности перерыва между коррекциями при задании дисперсии ошибок измерений. Такой прием позволяет сохранить в течение некоторого времени (до 35-40 минут) соответствие модели ошибок навигационных параметров их реальным значениям в перерывах спутниковой информации;
- реинициализация ковариационной матрицы ошибок и частично вектора состояния, как крайний прием, защищающий вычислительный процесс от «развала». Недостатком такого способа поддержания работоспособности системы является то, что в этом случае утрачивается вся предыдущая информация и степень достоверности формируемых оценок, накопленная в ковариационной матрице ошибок.

Таким образом, в основу комплексирования информации в ИИСНС полагается алгоритм классического фильтра Калмана с расширенным вектором состояния для линеаризованной модели динамического процесса. Однако использование его в реальной информационной системе, в условиях, когда внешние измерения поступают нерегулярно, несинхронно и имеют переменный состав, ведет к необходимости его доработок, которые в настоящее время не удается систематизировать и с единых позиций теоретически обосновать. Предлагаемые приемы и способы носят эвристический характер, поэтому представляет несомненный научный и практический интерес проблема обеспечения робастности фильтрации с учетом всевозможных аспектов практического применения информационных систем реального времени.

13.6. Разработка алгоритмических основ создания и функционирования акселерометрических БИНС

Успехи интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем вселяют надежду в возможность дальнейшего упрощения инерциальной подсистемы с сохранением полезных функциональных свойств системы в целом. Одним из таких упрощений является замена гироскопического измерительного модуля

БИНС модулем, включающим избыточное количество акселерометров.

Навигационные системы, построенные только на измерителях линейного ускорения, получили название акселерометрических БИНС. В настоящее время в этом направлении ведутся разработки, хотя область применимости таких систем крайне специфична и поэтому ограничена.

Вместе с тем, существует целый ряд объектов, для которых характерна высокая линейная и угловая динамика при сравнительно небольшом времени движения, и для которых вопрос бортового навигационного обеспечения вполне может быть актуальным. Описанные условия движения создают возможность эффективного использования акселерометрических БИНС, причем развиваемая сейчас МЭМС-технология в области измерителей параметров движения предоставляет разработчику необходимое оборудование в требуемом динамическом диапазоне за невысокую стоимость.

Таким образом, перечисленные факторы, а именно, расширение сферы применения недорогих навигационных систем в специфическую область высокодинамичных объектов, достаточно высокие характеристики современных МЭМС-акселерометров и их невысокая стоимость делают исследования в области создания акселерометрических БИНС и ИИСНС на их основе актуальными.

Далее излагаются результаты решения задач, связанных с созданием и использованием избыточных акселерометрических БИНС. К ним относятся:

- выбор компоновки и размещения избыточного числа акселерометров (АК) в системе;
- разработка алгоритма восстановления ускорения и угловой скорости по измерениям акселерометров;
- методика калибровки избыточной системы акселерометров;
- адаптация алгоритма БИНС к специфическим условиям акселерометрических систем;

- оценка точности и области применимости акселерометрических БИНС с учетом разработанных алгоритмов.

Коснемся постановки задачи и исходных математических моделей.

Будем считать, что имеется n акселерометров с осями чувствительности $\overline{e}_1, \overline{e}_2, ..., \overline{e}_n$, расположение которых в связанной системе координат (ССК) с центром в произвольно заданной точке *O*, далее называемой базовой, задается соответственно векторами $\overline{\rho}_1, \overline{\rho}_2, ..., \overline{\rho}_n$. В этом случае показания акселерометров соответствуют следующим выражениям:

$$A_i = (\overline{w}_O, \overline{e}_i) + \left([\dot{\overline{\omega}} \times \overline{\rho}_i], \overline{e}_i\right) + (\overline{\omega}, \overline{e}_i)\cdot(\overline{\omega}, \overline{\rho}_i) - (\overline{\rho}_i, \overline{e}_i)\cdot\omega^2, i = \overline{1,n} \quad (13.5)$$

где $\overline{w}_o$ - линейное ускорение точки *O*, $\overline{\omega}$ - вектор абсолютной угловой скорости, $\dot{\overline{\omega}}$ – вектор углового ускорения ССК.

Таким образом, в общем случае измерения акселерометров в каждый момент времени содержат информацию как о линейном ускорении базовой точки, так и об угловой скорости и угловом ускорении ССК. Следовательно, располагая достаточным числом акселерометров, необходимым для определения динамических характеристик движения, путем решения системы уравнений (13.5) можно вычислить мгновенные значения вектора линейного ускорения $\overline{w}_o$ и векторов угловой скорости $\overline{\omega}$ и ускорения $\dot{\overline{\omega}}$.

Отметим особенности системы уравнений (13.5). Во-первых, угловое ускорение и угловая скорость, входящие в (13.5), не являются независимыми переменными, однако связь между ними возможно установить только в динамике (при изменении времени); во-вторых, правые части уравнения инвариантны относительно векторов $\overline{\omega}$ и $(-\overline{\omega})$, следовательно однозначно определить угловую скорость непосредственно из них нельзя; в-третьих, степень влияния искомых динамических характеристик на показания АК

существенно зависит от параметров установки АК $\overline{\rho}_i, \overline{e}_i$, и в некоторых случаях может вообще отсутствовать.

Таким образом, для адекватного алгоритмического восстановления линейного ускорения и угловой скорости из показаний АК необходимо, во-первых, разработать и реализовать соответствующую конфигурацию АК в ССК; во-вторых, перейти от статической модели (13.5) к динамической модели, учитывающей связь углового ускорения и угловой скорости.

В основу динамической модели положена дискретизация во времени, рекуррентное представление текущего вектора угловой скорости и линеаризация правой части (13.5) относительно приращения вектора угловой скорости на такте дискретизации.

Представив (13.5) в виде

$$\overline{A} = Q_{\overline{w}} \cdot \overline{w}_O + Q_{\dot{\overline{\omega}}} \cdot \dot{\overline{\omega}} + f(\overline{\omega}),$$

для динамической модели, записанной для момента времени t_{k+1}, получим

$$\overline{A}_{k+1} \approx Q_{\overline{w}} \cdot \overline{w}_{Ok+1} + Q_{\dot{\overline{\omega}}} \cdot \Delta\dot{\overline{\omega}}_{k+1} + f(\overline{\omega}_k + \frac{\Delta t}{2} \cdot (\dot{\overline{\omega}}_k + \dot{\overline{\omega}}_{k+1})),$$

Принимая в качестве неизвестных $\overline{w_O}$ и $\dot{\overline{\omega}}$, можно записать

$$Q \cdot \begin{bmatrix} \overline{w}_{Ok+1} \\ \dot{\overline{\omega}}_{k+1} \end{bmatrix} = \overline{A}_{k+1} - f(\overline{\omega}_k) - \frac{\Delta t}{2} \cdot Q_{\overline{\omega}} \cdot \dot{\overline{\omega}}_k, \qquad (13.6)$$

где $Q = \left[Q_{\overline{w}} : Q_{\dot{\overline{\omega}}} + \frac{\Delta t}{2} \cdot Q_{\overline{\omega}} \right]$ - блочная матрица, размерности (n×6), составленная из соответствующих коэффициентов при неизвестных, $Q_{\overline{\omega}} = \frac{\partial f}{\partial \overline{\omega}}\Big|_{\overline{\omega} = \overline{\omega}_k}$. Поскольку в общем случае количество АК может быть произвольным, но большим шести, система (13.6)

решается с помощью метода наименьших квадратов, в результате чего определяются $\overline{w_{O\,k+1}}$ и $\overline{\dot{\omega}}_{k+1}$, а угловая скорость находится согласно принятой прогнозирующей модели

$$\overline{\omega}_{k+1} = \overline{\omega}_k + \frac{\overline{\dot{\omega}}_k + \overline{\dot{\omega}}_{k+1}}{2} \cdot \Delta t \ ,$$

где Δt - время дискретизации.

Для демонстрации работоспособности алгоритма построена модель акселерометрической БИНС, включающей девять АК, места дислокации и расположение осей чувствительности которых показаны на рис. 13.6.

Работоспособность алгоритма была подтверждена путем моделирования измерений АК и их обработки в следующих условиях: продолжительность движение 100 с, период дискретизации 0.01 с, измерения АК полагались идеальными. Модельное значение ускорения и угловой скорости задавались в виде, как на рис. 13.7.

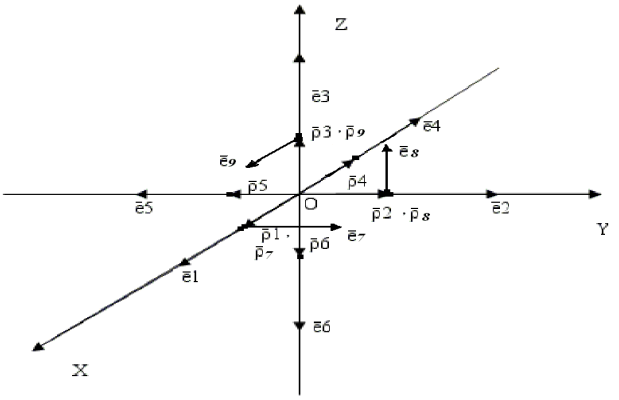


Рис. 13.6. Размещение АК в акселерометрической БИНС

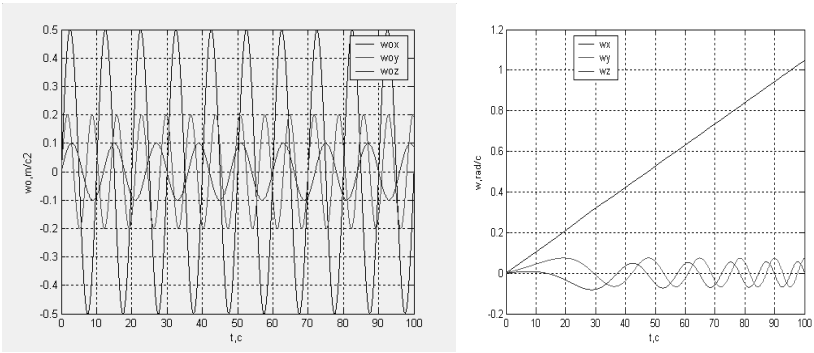


Рис. 13.7. Модельные значения ускорений (слева) и угловой скорости (справа)

При дальнейшем исследовании алгоритма определения характеристик углового движения была выявлена высокая чувствительность погрешности определения угловой скорости к точности задания параметров установки АК, т.е. векторов $\overline{\rho}_i$ и $\overline{e}_i$. Поэтому эффективное использование разработанного алгоритма невозможно без определения указанных параметров в процесс калибровки, которую следует проводить после изготовления измерительного модуля. В связи с этим разработана методика проведения такой калибровки, сформулированы требования к стенду и типу создаваемого движения, получены оценки эффективности калибровки.

В большинстве случаев, описанных в литературе, при стендовой калибровке решается задача определения «смещения нуля» и «масштабных коэффициентов» АК. В меньшей степени рассмотрены вопросы определения параметров несоосности измерительных и базовых осей модуля. И, наконец, вообще не рассматривается задача определения местоположения АК в модуле, актуальность которой следует из специфики применения акселерометрического измерительного модуля (АИМ)**.** Необходимым условием эффективности процедуры оценки искомых параметров является достаточная информативность тестового движения, которое совершает АИМ в процессе калибровки.

Для калибровки АИМ следует использовать трехосный поворотный стенд, например, такой, как на рис. 13.8. Такой стенд способен совершать вращательные движения вокруг трех осей с задаваемой угловой скоростью и угловым ускорением. Значения параметров движения стенда считаются точными и принимаются в качестве эталонных. Оценка искомых параметров установки производится по измерениям АК.

Рис. 13.8. Калибровочный стенд

Для построения модели движения такого стенда и генерации эталонных значений угловой скорости и углового ускорения использовалась кватернионная сферическая модель ортогонального типа.

При выборе тестового движения исходили, в первую очередь, из условия простоты его реализации. Однако анализ информативности тестового движения по критерию степени обусловленности матрицы МНК показал, что постоянная угловая скорость, соответствующая простейшей кинематике вращения, по всем трем осям стенда не обеспечивает получения достоверной оценки искомых параметров. В этих условиях предлагается относительно внешней оси стенда задавать периодическое движение с амплитудой α_0 и круговой частотой ν вида $\alpha(t)=\alpha_0 \sin(\nu \cdot t)$. По двум другим осям достаточно создавать вращение с постоянной угловой скоростью, при этом $\beta(t) = \dot{\beta}_0 \cdot t$, $\gamma(t) = \dot{\gamma}_0 \cdot t$.

Приведем результаты моделирования разработанного метода калибровки акселерометра, номинальные значения параметров размещения для которого соответственно равны $\vec{\rho} = (0.1,0,0)$ (м) и

$\vec{e} = (1,0,0)$. Фактические значения одноименных параметров отличаются от номинальных на величину «технологической погрешности» и соответствуют значениям $\vec{\rho}^{*} = (0.103,0.002,0)$ (м) и $\bar{e} = (\cos\delta\lambda \cdot \cos\delta\mu; -\sin\delta\lambda; \cos\delta\lambda \cdot \sin\delta\mu)$ при $\delta\lambda = 0.0005$ рад. (≈1.7 угл. мин.), $\delta\mu = 0.0002$ рад. (≈1 угл. мин.). Здесь $\delta\lambda$ и $\delta\mu$ – углы, характеризующие отклонение оси чувствительности акселерометра от номинального направления.

Задавались следующие параметры моделируемого тестового движения: α_0=0.17 рад., $\nu = \frac{2\cdot\pi}{100}$ (соответствует периоду колебаний 100 с), $\dot{\beta}_0$ =0.14 рад./с , $\dot{\gamma}_0$ =0.4 рад./с. Измерения АК, помимо смещения нуля 0.001 м/с^2, включали также случайную погрешность с нулевым средним и равномерным распределением из диапазона $[-10^{-5};10^{-5}]$ м/с^2 и генерировались и обрабатывались с частотой 100 Гц.

В результате реализации метода калибровки получены зависимости оценок искомых параметров от продолжительности процесса идентификации (рис. 13.9).

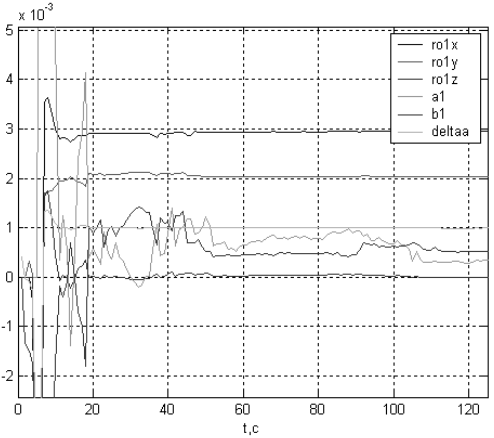


Рис. 13.9. Оценки параметров модели погрешности АК

Исходя из полученных результатов, можно сделать вывод, что погрешность калибровки АК в рассматриваемых условиях не превышает 10^{-5} м по каждой компоненте радиус-вектора положения АК, параметры несоосности измерительных осей и осей БСК определены с ошибкой до 2 угл. сек., погрешность определения смещения нуля – не более 1% от номинального значения.

Получаемые в процессе калибровки параметры и используемые в дальнейшем для алгоритмической компенсации ошибок измерений, способствуют существенному повышению точности измерений АИМ и, в конечном итоге, повышению точности навигации и управления движением.

Работа в данном направлении продолжается. После подключения и адаптации алгоритма БИНС предполагается выявить область эффективного применения акселерометрических БИНС с учетом разрабатываемого алгоритмического обеспечения и выработать рекомендации по практическому применению.

К решению задач по данной тематике активно привлекаются студенты кафедры. Их результаты получили высокую оценку на городских и республиканских конкурсах студенческих НИР (Е. А. Заплавский, руководитель М. В. Некрасова).

ГЛАВА 14

КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ССКА КИДИМ В КУРСАХ МЕХАНИЧЕСКОГО СОДЕРЖАНИЯ НА КАФЕДРЕ СПУ

14.1. Историческая справка

К работам по созданию программного комплекса КиДиМ («*Ки*нематика и *Ди*намика *М*ашин») автор этой статьи был привлечен своим научным руководителем профессором кафедры теоретической механики Львом Израильевичем Штейнвольфом в 1985 году. К середине 80-х годов прошлого века им совместно с работавшим на кафедре АУД доцентом Владимиром Николаевичем Митиным были сформулированы основные принципы построения программного комплекса на базе встроенной системы компьютерной алгебры для решения задач линейных и нелинейных колебаний плоских дискретных механических моделей систем с ДВС.

Надо сказать, что как раз в эти годы развитию направления в механике, связанного с созданием систем аналитических вычислений для решения задач механики, уделялось в СССР много внимания. С большой теплотой вспоминается ряд всесоюзных конференций (например, Ленинград, 1988 год, Вильнюс, 1990 год), в которых довелось нам участвовать. На конференции в Вильнюсе впервые была сформирована секция по применению систем аналитических вычислений в учебном процессе по механике. Это заста-

вило нас обратить больше внимания на такие проблемы, хотя к тому времени Л.И. Штейнвольф и В.Н. Митин уже практиковали использование разрабатываемого комплекса КиДиМ в курсе кинематики для выполнения студентами курсового задания на специальности «Динамика и прочность машин». В 1998 году на механико-технологическом факультете, где нами читалась теоретическая механика, из-за перестройки учебных программ, образовался дополнительный семестр на 3-м курсе, в котором планировался курс теоретической и аналитической механики в дополнение к курсам, которые были прочитаны в двух предыдущих семестрах. Объединивши усилия с доцентами кафедры теоретической механики Андреем Алексеевичем Лариным и Евгением Ивановичем Дружининым, при поддержке двух заведующих кафедрами: теоретической механики - профессором Олега Константиновича Морачковского и обработки металлов давлением – профессором Виталия Алексеевича Евстратова, удалось приспособить разработанный в промышленных целях комплекс КиДиМ для применения в учебном процессе. Все основные задачи курса – кинематики абсолютного и сложного движения точки, кинематики плоских механизмов, статики плоских и пространственных систем, динамики точки и систем твердых тел – были оформлены как лабораторные работы и практические семестровые задания студентов. К этому времени КиДиМ был переведен с платформы машин ЕС на платформу персональных компьютеров в операционной системе MS DOS. После 2000 года он приобрел черты настоящей программы для операционной системы Windows с современным интерфейсом – текстовым и графическим и использовался в учебном процессе на кафедре теоретической механики на многих факультетах НТУ «ХПИ».

14.2. Модернизация учебного процесса на кафедре СПУ

Теперь уже ясно, что проведенные работы заложили базу для еще одного преобразования и усовершенствования программы КиДиМ и области ее применения в учебном процессе. Началась эта

работа, получила поддержку, и продолжается поныне уже на родной кафедре – систем и процессов управления с осени 2010 года. Прежде всего, удалось, при чтении всех курсов механического направления, разработать семестровые и курсовые работы и задания, и на этой основе применить разработанную на кафедре теоретической механики методику преподавания, основанную на использовании специальной системы компьютерной алгебры (ССКА) КиДиМ. Она призвана познакомить студента с современным моделированием на персональных компьютерах (ПК) с самых первых семестров и дать практическое средство для этого, обеспечить наследственность и логическую последовательность читаемых курсов.

Отличие такой ССКА от универсальных сред типа MATLAB, MathCAD и т.д. (см. например, [1]) *состоит в автоматизации процесса построения математической модели* (дифференциальных уравнений движения или алгебраических уравнений равновесия) *по формальному описанию механической модели*. Все это выполняется автоматически в программной среде в соответствии с поставленной задачей. Механическая модель представляется физической и геометрической частью. Физическая часть состоит из записи инерционных, силовых, диссипативных и упругих элементов - формул, задающих проекции сил и пар - активных сил и сил инерции - на выбранные оси координат. Геометрическая часть задается через так называемые *структуры*. *Структурами* здесь называются формулы, определяющие геометрические выражения локальных координат точек и тел механической модели через ее обобщенные координаты. Для удобства в таком качестве могут использоваться кинематические соотношения между линейными или угловыми скоростями точек и тел и обобщенными или псевдоскоростями. Таким образом, решение задач в программном комплексе КиДиМ заключается в подготовке таких данных. При этом не требуется приводить модель вручную к выбранным обобщенным или псевдокоординатам, записывать

выражения для кинетической и потенциальной энергии, функций Лагранжа, Аппеля, диссипации Рэлея, производных от геометрических и кинематических выражений и перечисленных динамических функций. Использование ССКА КиДиМ при решении задач и выполнении лабораторных работ на ПК ставит во главу угла не получение студентом разрешающих уравнений (хотя в некоторых темах это является целью), а компьютерное моделирование. При этом снимается рутинная работа, оставляется чисто творческая сторона решения задач и общение с ПК на аналитическом уровне при разборе диагностических сообщений программы.

Знакомство с такой методикой студенты специальности «Прикладная математика» получают уже на втором курсе (в четвертом семестре) при изучении теоретической механики, выполняя все обязательные учебные задания традиционными «ручными» методами, и, проводя одновременно более широкие исследования полученных задач с помощью компьютера на базе ССКА КиДиМ. Каждый студент устанавливает на своем компьютере эту программу, работающую в среде ОС WINDOWS и не требующую в настоящее время наличия лицензии и каких-либо оплат. В помощь для такой работы создан дистанционный курс [2], методические пособия [3-6]. Продолжают практиковаться студенты в области современного компьютерного моделирования при изучении дисциплин: аналитическая механика, динамика твердого тела (ДТТ), устойчивость движения, теория колебаний, динамика полета КЛА; при выполнении курсовых, бакалаврских и дипломных работ.

В курсе «Аналитическая механика» студенты применяют эту программу для решения семестровых заданий по исследованию динамики механических систем с двумя степенями свободы с помощью уравнений Лагранжа второго рода, общего уравнения динамики, уравнений Аппеля и Гамильтона, знакомятся с примерами поведения неголономных систем на демонстрационных лабораторных работах.

В курсе «Динамика твердого тела и устойчивость движения» студенты решают задачи кинематики сферического движения в углах Эйлера и кватернионах, вычисляют уравновешивающие механизм активные силы с помощью принципа виртуальных перемещений, определяют составляющие тензора инерции твердого тела для произвольной системы координат и находят величины динамических реакций неуравновешенного вращающегося вокруг неподвижной оси тела, знакомятся с примерами неустойчивого движения на демонстрационных лабораторных работах.

В курсе «Основы теории колебаний» студенты выполняют расчетные задания по исследованию свободных и вынужденных колебаний механических систем с одной и двумя степенями свободы, знакомятся на демонстрационных лабораторных работах с задачей о колебаниях шаров на натянутой нити, продольных и поперечных колебаниях стержней.

В курсе «Механика космического полета» студенты практикуются в автоматическом получении матриц и кватернионов преобразования основных систем координат, связанных с Землей и летательным аппаратом, исследуют поведение ракеты на активном участке полета как тела переменной массы с учетом реактивных, аэродинамических, инерционных и весовых сил.

Продуктивным оказалось использование ССКА КиДиМ и в курсах, читаемых студентам специальностей «Информатика» и «Системное проектирование», например, в рамках лабораторных работ курсов: моделирование динамических и электротехнических систем, современные проблемы и методы математического и компьютерного моделирования, 3d-моделирование и программирование компьютерной графики.

В основу ССКА КиДиМ положен наиболее общий принцип механики – общее уравнение динамики (принцип д'Аламбера-Лагранжа). Это дает возможность по аналитическому описанию механической модели системы или динамического процесса получить разрешающие дифференциальные уравнения в формульном

виде для задач динамики, кинетостатики и кинематики и в алгебраической форме для задач статики произвольных систем с конечным числом степеней свободы. При этом никаких ограничений на выбор обобщенных координат или псевдокоординат и их количество не накладывается. Модели механических систем могут быть голономными или неголономными, стационарными или нестационарными с удерживающими или неудерживающими связями.

В связи с таким широким спектром решаемых задач и рассматриваемых систем особое значение имеет аналитическая диагностика вводимых в качестве исходных данных. Для этого программа определяет список обобщенных координат или псевдокоординат, число степеней свободы, получает выражения динамических функций – потенциальной и кинетической энергии, диссипативной функции Рэлея, энергии ускорений Аппеля, мощности активных сил, проводит диагностику голономности системы, наличия псевдокоординат (псевдоскоростей). Информация об этом включается в отчет для ознакомления и дает учебный эффект, демонстрирует наглядное представление об основных понятиях аналитической механики, помогает локализовать допущенные ошибки и быстро получить надежные результаты.

Читаемые с использованием описанной методики проведения практических и лабораторных занятий курсы, естественно, потребовали соответствующей переработки. В частности, курс теоретической механики излагается так, чтобы раньше (уже в разделе кинематики, с которого начинается изложение) ввести понятия обобщенных координат и числа степеней свободы, после аксиом динамики формулируется принцип д'Аламбера-Лагранжа и на его основе излагается кинетика, общие теоремы динамики. Все основные положения аналитической механики – уравнения Лагранжа, принцип виртуальных перемещений, уравнения Аппеля, уравнения Эйлера в псевдокоординатах, уравнения для неголономных систем с исключением зависимых вариаций обобщенных координат имеют естественную поддержку использованием ССКА

КиДиМ на практических и лабораторных занятиях. Применение аналитического интегрирования в задаче определения динамических реакций вращающегося твердого тела в курсе ДТТ, сравнение решений по приближенной теории гироскопов и численного интегрирования сферического движения твердого тела дает наглядное представление студентам о границах применимости такой теории. Использование кватернионов и параметров Родрига-Гамильтона в динамике пространственного движения твердого тела демонстрирует преимущество их использования относительно углов Эйлера, корабельных (Крылова), самолетных, направляющих косинусов. В курсе теории колебаний студенты получают наглядное представление о главных колебаниях, нормальных координатах, решении классических задач линейных и нелинейных колебаний. Теоретические положения устойчивости движения и динамики полета КЛА также подкрепляются демонстрацией примеров на лабораторных и практических занятиях. При изложении таких положений больше внимания уделяется постановке задач, определению и моделированию механических взаимодействий, практически не тратя усилий на получение уравнений. Именно это позволяет подготовить студентов к моделированию реальных практических задач, решение которых они проводят уже в рамках курсовых, бакалаврских и дипломных работ.

Большое значение для понимания излагаемого материала и получаемых решений имеет возможность получения самим студентом относительно малыми усилиями в рамках ССКА КиДиМ анимационной картины исследуемого механического процесса. Визуальный контроль полученного решения задачи лучше всего убеждает в правильности моделирования процесса и закрепляет изучаемый материал.

14.3. Теоретические начала КиДиМ

Несмотря на наличие упомянутого методического материала по использованию ССКА КиДиМ в учебном процессе [2-6], теоретические основы алгоритмов составления уравнений механики в ССКА КиДиМ, в особенности для пространственно движущихся

систем с произвольными связями, освещены недостаточно. В связи с тем, что такие системы очень часто встречаются в практических задачах специальности «Прикладная математика», имеет смысл остановиться на этих вопросах.

14.3.1. Понятие силовых элементов модели. Согласно наиболее общему принципу аналитической механики - принципу д'Аламбера-Лагранжа

для механической системы с идеальными связями сумма виртуальных работ активных сил и сил инерции на любом ее виртуальном перемещении равна нулю

$$\delta A^{\text{а}} + \delta A^{\text{и}} = 0 . \qquad (14.1)$$

Если записать виртуальные работы в независимых вариациях, то из выражения (14.1) будет следовать общее уравнение механики. Выглядит оно (с точностью до обозначений) одинаково в обобщенных координатах $\{q_k\}_{k=\overline{1,s}}$ (для голономных систем) и в псевдокоординатах $\{\pi_l\}_{l=\overline{1,p}}$ (для голономных и, что важнее, для неголономных систем):

- в обобщенных координатах $\sum_{k=1}^{s}\left(Q_k^{\text{а}} - Q_k^{\text{и}}\right)\delta q_k = 0$,
- в псевдокоординатах $\sum_{l=1}^{p}\left(\Pi_l^{\text{а}} - \Pi_l^{\text{и}}\right)\delta \pi_l = 0$,

где s и p – число степеней свободы голономной и неголономной системы, причем, если для описания голономной системы используются псевдокоординаты (см. ниже), то p=s; $Q_k^{\text{а}}$, $\Pi_l^{\text{а}}$, $Q_k^{\text{и}}$, $\Pi_l^{\text{и}}$ - обобщенные силы активные и инерции, соответствующие обобщенным координатам и псевдокоординатам.

Соберем обобщенные силы в матрицы-векторы

$$\mathbf{Q}^{\text{а}} = \left\{Q_k^{\text{а}}\right\}_{k=\overline{1,s}},\ \mathbf{Q}^{\text{и}} = \left\{Q_k^{\text{и}}\right\}_{k=\overline{1,s}},$$

$$\mathbf{\Pi}^{\text{а}} = \left\{\Pi_l^{\text{а}}\right\}_{l=\overline{1,p}},\ \mathbf{\Pi}^{\text{и}} = \left\{\Pi_l^{\text{и}}\right\}_{l=\overline{1,p}}.$$

Отсюда, учитывая независимость вариаций обобщенных координат для голономных систем и вариаций псевдокоординат для неголономных, получаем уравнения движения в векторно-матричном виде

$$-\mathbf{Q}^{\text{и}} = \mathbf{Q}^{\text{a}}; \qquad -\mathbf{\Pi}^{\text{и}} = \mathbf{\Pi}^{\text{a}}.$$

Виртуальную работу активных сил системы можно записать через вариации координат точек приложения сил таким образом

$$\delta A^{\text{a}} = \sum_{i=1}^{N} \vec{F}_i \delta \vec{r}_i = \sum_{i=1}^{N} F_{ix}\delta x_i + F_{iy}\delta y_i + F_{iz}\delta z_i \ . \tag{14.2}$$

Если среди активных сил будут пары сил, то, очевидно, что в выражение (14.2) надо добавить аналогичные слагаемые с проекциями моментов этих пар на координатные оси и вариациями углов поворота тел вокруг осей координат

$$\delta A^{\text{a}} = \sum_{i=1}^{f} F_{ix}\delta x_i + F_{iy}\delta y_i + F_{iz}\delta z_i + \sum_{j=1}^{m} M_{jx}\delta\varphi_{jx} + M_{jy}\delta\varphi_{jy} + M_{jz}\delta\varphi_{jz} \ . \tag{14.3}$$

Здесь f и m – число учитываемых в модели активных сил и активных пар.

Выражение (14.3) можно записать по-другому, если задать проекции активных сил и активных пар на направления виртуальных линейных перемещений точек приложения сил и виртуальных углов поворота твердых тел механической системы

$$\delta A^{\text{a}} = \sum_{i=1}^{f} F_{\delta r_i}\delta r_i + \sum_{j=1}^{m} M_{\delta\varphi_j}\delta\varphi_j \tag{14.4}$$

Пусть рассматривается механическая система с голономными, удерживающими связями, и имеет s степеней свободы. Для нее выберем обобщенные координаты $\mathbf{q} = \{q_1, q_2, \ \ldots, q_s\}$. Если указать зависимости линейных r_i и угловых φ_i перемещений, вариации

которых входят в выражения (14.4), от обобщенных координат системы

$$r_i = r_i\left(q_1, q_2, ..., q_s, t\right), \qquad \varphi_j = \varphi_j\left(q_1, q_2, ..., q_s, t\right), \tag{14.5}$$

то их вариации можно вычислить аналитически

$$\delta r_i = \sum_{k=1}^{s} \frac{\partial r_i}{\partial q_k} \delta q_k \ , \quad \delta\varphi_j = \sum_{k=1}^{s} \frac{\partial \varphi_j}{\partial q_k} \delta q_k \ . \tag{14.6}$$

Тогда обобщенные силы активных сил и пар системы также можно определить аналитически

$$Q_k^{\text{a}} = \sum_{i=1}^{f} F_{\delta r_i} \frac{\partial r_i}{\partial q_k} + \sum_{j=1}^{m} M_{\delta\varphi_j} \frac{\partial \varphi_j}{\partial q_k} . \tag{14.7}$$

В качестве параметров r_i, входящих в выражения (14.4)-(14.7), чаще всего выступают декартовые или другие (криволинейные) координаты точек приложения сил. Вместо параметров φ_j, входящих в те же выражения, можно использовать кинематические параметры – соответствующие проекции угловой скорости тела, выраженные через обобщенные скорости и обобщенные координаты

$$\omega_j = \dot{\varphi}_j = \omega_j\left(\dot{q}_1, \dot{q}_2, ..., \dot{q}_s, q_1, q_2, ..., q_s, t\right). \tag{14.8}$$

Такие выражения очень часто не интегрируются, в этом случае говорят, что используются псевдокоординаты φ_j. Тогда вариации параметров φ_j найдутся с помощью правила Лопиталя по формулам

$$\delta\varphi_j = \sum_{k=1}^{s} \frac{\partial \varphi_j}{\partial q_k} \delta q_k = \sum_{k=1}^{s} \frac{\partial \dot{\varphi}_j}{\partial \dot{q}_k} \delta q_k = \sum_{k=1}^{s} \frac{\partial \omega_j}{\partial \dot{q}_k} \delta q_k \ , \tag{14.9}$$

а обобщенные силы от таких элементов получат выражения

$$Q_k = \sum_{j=1}^{m} M_{\delta\varphi_j} \frac{\partial \omega_j}{\partial \dot{q}_k} \tag{14.10}$$

Итак, все активные силы и пары системы можно задать совокупностью *силовых элементов* - объектами, объединяющими их *значения* (*характеристики*) и *координаты* (*структуры*). При этом под *координатами* силовых элементов будем понимать некоторые параметры, вариации которых задают виртуальные перемещения (линейные и угловые соответственно), входящие в выражения виртуальных работ активных сил. Под *значениями* или *характеристиками* силовых элементов будем понимать проекции сил или моментов пар на направления положительного отсчета координат этих элементов. Выражения вида (14.5) будем называть *геометрическими структурами* или просто *структурами* силовых элементов. В дополнение к этому выражения вида (14.8) будем называть *дифференциальными структурами*. В зависимости от того, зависит ли структура элемента от обобщенных скоростей и обобщенных координат или только от обобщенных координат системы, вариация координаты такого силового элемента найдется соответственно по второй или первой формуле (14.9). А обобщенные силы вычислить можно будет соответственно по формулам (14.7) или (14.10).

В результате сказанного можно считать, что структура активных сил механической модели системы вполне определится заданием силовых элементов $\{P_i,\psi_i\}_{i=1,2,\ldots,\rho_1}$, как совокупности их значений (характеристик) P_i, координат ψ_i и структур $\psi_i=\psi_i\left(\{q_k\},t\right)$, $k=\overline{1,s}$. Как было сказано выше, вместо геометрических структур могут использоваться дифференциальные структуры вида $\omega_j=\omega_j\left(\{\dot{q}_k\},\{q_k\},t\right)$, $k=\overline{1,s}$. Такие силовые элементы обозначим $\{P_j,\omega_j\}_{j=1,2,\ldots,\rho_2}$.

Объединим характеристики и координаты силовых элементов в векторы

$$\mathbf{P}=\left\{P_1,P_2,...,P_\rho\right\} \text{ и } \boldsymbol{\psi}=\left\{\psi_1,\psi_2,...,\psi_{\rho_1},\omega_1,\omega_2,...,\omega_{\rho_2}\right\},\ \rho=\rho_1+\rho_2,$$

а еще лучше – в список указанных специальных объектов – силовых элементов

$$\{P_1,\psi_1\},\ \{P_2,\psi_2\},\ \ldots,\ \{P_{\rho_1},\psi_{\rho_1}\},\ \{P_{\rho_1+1},\omega_1\},\ \{P_{\rho_1+2},\omega_2\},\ \ldots,\ \{P_{\rho},\omega_{\rho_2}\}.$$

Получим вектор обобщенных сил

$$Q_k^{\text{a}} = \sum_{i=1}^{\rho_1} P_i \frac{\partial \psi_i}{\partial q_k} + \sum_{j=1}^{\rho_2} P_j \frac{\partial \omega_j}{\partial \dot{q}_k}, \qquad i = \overline{1,\rho_1},\ j = \overline{1,\rho_2}. \qquad (14.11)$$

Или в матричном виде

$$\mathbf{Q}^{\text{a}} = \left[\left[\frac{\partial \{\psi_i\}}{\partial \mathbf{q}} \right]^T \quad \left[\frac{\partial \{\omega_j\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right]^T \right] \begin{bmatrix} \{P_i\} \\ \{P_j\} \end{bmatrix} = \mathbf{W}_P^T \mathbf{P},\ i = \overline{1,\rho_1},\ j = \overline{1,\rho_2}, \ (14.12)$$

где фигурные скобки означают вектор-столбцы, составленные из указанных в них компонентов.

Полученная здесь матрица $\mathbf{W}_P = \left[\frac{\partial \{\psi_i\}}{\partial \mathbf{q}} \quad \frac{\partial \{\omega_j\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right]^T$ называется *структурной матрицей активных сил системы*. Синтаксически силовые элементы в исходных данных представляются записями

<имя_элемента>.<имя_координаты>=<характеристика>; (14.13)

где **<имя_элемента>** - любая последовательность букв и цифр, которая должна начинаться ***с большой латинской буквы P***, что, наряду с последующей после имени точкой, является признаком записи силового элемента;

<имя_координаты> - любая последовательность букв и цифр, обозначающая имя переменной, назначенной координатой элемента;

<характеристика> - аналитическое выражение характеристики (значения) элемента, в простейшем случае это может быть число или переменная, формула для которой приведена где-то в исходных данных.

14.3.2. Понятие инерционных элементов модели. Вместо активных сил и пар можно взять силы и пары сил инерции тел, соответственно

$$\begin{aligned}\vec{R}_i^{\text{ин}} &= -m_i\vec{a}_{C_i} = -m_i\ddot{\vec{r}}_{C_i}\\ \vec{M}_i^{\text{ин}} &= -\left(J_{C_i}\right)\vec{\varepsilon}_i^{(i)} - \vec{\omega}_i^{(i)}\times\left(J_{C_i}\right)\vec{\omega}_i^{(i)} = -\left(J_{C_i}\right)\dot{\vec{\omega}}_i^{(i)} - \vec{\omega}_i^{(i)}\times\left(J_{C_i}\right)\vec{\omega}_i^{(i)}\end{aligned}, \quad (14.14)$$

где m_i – масса, $\left(J_{C_i}\right)$ - центральный тензор инерции i-го тела; $\vec{a}_{C_i}$, $\vec{r}_{C_i}$ - ускорение и радиус-вектор его центра масс; $\vec{\omega}_i^{(i)}$, $\vec{\varepsilon}_i^{(i)}$ - его угловая скорость и угловое ускорение, заданные в связанной с телом системе координат.

Таким образом, аналогично силовой структуре механической модели системы, можно задать инерционную структуру совокупностью *инерционных элементов* – трех для задания силы инерции и трех для задания момента сил инерции.

Виртуальная работа таких сил запишется

$$\delta A^{\text{ин}} = \sum_{i=1}^{n}\vec{R}_{C_i}^{\text{ин}}\delta\vec{r}_i + \vec{M}_i^{\text{ин}}\delta\vec{\varphi}_i\ .$$

Следовательно, координатами таких элементов будут декартовы координаты центров масс тел и проекции угловой скорости на центральные, чаще всего, главные, оси инерции тел. При этом координаты первых трех элементов выражаются через обобщенные координаты с помощью геометрических структур, а координаты трех других – через обобщенные скорости и обобщенные координаты с помощью дифференциальных структур.

В случае использования главных центральных осей инерции для связанной с телом системы координат тензор инерции $\left(J_{C_i}\right)$ в (14.14) будет диагональным, поэтому в качестве характеристик инерционных элементов можно взять массу тела и диагональные элементы тензора инерции – главные центральные моменты инер-

ции. Поэтому инерционность тела при пространственном движении можно задать шестью инерционными элементами: тремя с характеристиками – массой тела и координатами – декартовыми координатами центра масс и тремя - с характеристиками – главными центральными моментами инерции тела и координатами – проекциями угловой скорости тела.

Для тел, совершающих плоские движения, силы инерции приводятся к центру масс также в виде силы и пары

$$\vec{R}_i^{\text{ин}} = -m_i \vec{a}_{C_i}, \qquad \vec{M}_i^{\text{ин}} = -J_{C_i} \vec{\varepsilon}_i . \tag{14.15}$$

Сила в этом случае представляется двумя компонентами, а момент пары – одной, причем угловое ускорение $\varepsilon = \dot{\omega} = \ddot{\varphi}$, где φ – угол поворота тела. Поэтому инерционность тела при плоском движении можно задать тремя инерционными элементами – двумя элементами с одинаковыми характеристиками – массой тела и координатами – двумя декартовыми координатами центра масс и одним элементом с характеристикой – центральным моментом инерции тела относительно перпендикулярной плоскости движения оси и координатой – углом поворота тела.

Объединяя характеристики и координаты, получим инерционные элементы ($i = \overline{1,n}$):

- в пространственном случае

$$\begin{aligned} &\left\{m_i, x_{C_i}\right\}, \quad \left\{m_i, y_{C_i}\right\}, \quad \left\{m_i, z_{C_i}\right\}, \\ &\left\{J_{xC_i}, \omega_{x_i}^{(i)}\right\}, \quad \left\{J_{yC_i}, \omega_{y_i}^{(i)}\right\}, \quad \left\{J_{zC_i}, \omega_{z_i}^{(i)}\right\}. \end{aligned} \tag{14.16}$$

- в плоском случае

$$\left\{m_i, x_{C_i}\right\}, \left\{m_i, y_{C_i}\right\}, \left\{J_{C_i}, \varphi_i\right\}, \tag{14.17}$$

где n – число твердых тел в системе.

Это позволяет получить вектор обобщенных сил:

- в пространственном случае

$$-\mathbf{Q}^{\text{и}} = \sum_{i=1}^{n}\left\{\left[\frac{\partial \vec{r}_{C_i}}{\partial \mathbf{q}}\right] m_i \ddot{\vec{r}}_{C_i} + \left[\frac{\partial \vec{\omega}_i^{(i)}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T \left(\left[\vec{J}_{C_i}\right]\dot{\vec{\omega}}_i^{(i)} + \vec{\omega}_i^{(i)} \times \left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\omega}_i^{(i)}\right)\right\}, \quad (14.18)$$

- в плоском случае

$$-\mathbf{Q}^{\text{и}} = \sum_{i=1}^{n}\left\{\left[\frac{\partial \vec{r}_{C_i}}{\partial \mathbf{q}}\right] m_i \ddot{\vec{r}}_{C_i} + \left[\frac{\partial \varphi_i}{\partial \mathbf{q}}\right]^T \left[\vec{J}_{C_i}\right]\ddot{\varphi}_i\right\}.$$

Или в матричном виде ($i = \overline{1,n}$):

- в пространственном случае

$$-\mathbf{Q}^{\text{и}} = \left[\left[\frac{\partial\left\{\vec{r}_{C_i}\right\}}{\partial \mathbf{q}}\right]^T \quad \left[\frac{\partial\left\{\vec{\omega}_i^{(i)}\right\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T\right]\left[\begin{array}{c}\left\{m_i \vec{a}_{C_i}\right\} \\ \left\{\left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\varepsilon}_i^{(i)} + \vec{\omega}_i^{(i)} \times \left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\omega}_i^{(i)}\right\}\end{array}\right] \quad (14.19)$$

- в плоском случае

$$-\mathbf{Q}^{\text{и}} = \left[\left[\frac{\partial\left\{\vec{r}_{C_i}\right\}}{\partial \mathbf{q}}\right]^T \quad \left[\frac{\partial\left\{\varphi_i\right\}}{\partial \mathbf{q}}\right]^T\right]\left[\begin{array}{c}\left\{m_i \ddot{\vec{r}}_{C_i}\right\} \\ \left\{J_{C_i}\ddot{\varphi}_i\right\}\end{array}\right]$$

Полученные здесь матрицы $\mathbf{W}_J = \left[\frac{\partial\left\{\vec{r}_{C_i}\right\}}{\partial \mathbf{q}} \quad \frac{\partial\left\{\vec{\omega}_i^{(i)}\right\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T$ или $\mathbf{W}_J = \left[\frac{\partial\left\{\vec{r}_{C_i}\right\}}{\partial \mathbf{q}} \quad \frac{\partial\left\{\varphi_i\right\}}{\partial \mathbf{q}}\right]^T$ называются *структурными матрицами сил инерции системы*. Синтаксически инерционные элементы в исходных данных представляются записями, как и в (14.13):

<имя_элемента>.<имя_координаты>=<характеристика>;,

где **<имя_элемента>** - любая последовательность букв и цифр, которая должна начинаться ***с большой латинской буквы J***, что,

наряду с последующей после имени точкой, является признаком записи инерционного элемента;

<имя_координаты> - любая последовательность букв и цифр, обозначающая имя переменной, назначенной координатой элемента;

<характеристика> - аналитическое выражение характеристики (значения) элемента, в простейшем случае это может быть число или переменная, формула для которой приведена где-то в исходных данных.

Приравнивая обобщенные силы – активные (14.12) и инерции (14.19), получим общее уравнение механики ($-\mathbf{Q}^{\text{и}} = \mathbf{Q}^{\text{a}}$), сформированное через силовые и инерционные элементы механической модели системы, в виде

$$\mathbf{W}_J^T \begin{bmatrix} \{\vec{R}_i^{\text{ин}}\} \\ \{\vec{M}_i^{\text{ин}}\} \end{bmatrix} = \mathbf{W}_P^T \mathbf{P}\ ,\ i = \overline{1,n}\ ,. \qquad (14.20)$$

Видно, что уравнения (14.20) получаются автоматическим приведением локальных активных сил и сил инерции к обобщенным координатам с помощью структурных матриц. А сами структурные матрицы выступают операторами проектирования активных сил и сил инерции на положительные направления отсчета обобщенных координат.

Вид уравнений (14.20) и алгоритм их получения не изменятся, если вместо обобщенных координат использовать псевдокоординаты. В этом случае надо различать с точки зрения изложения этого вопроса, а не реализации, два варианта.

В первом - в качестве координат элементов будут выступать переменные, выражающиеся через обобщенные скорости (вида (14.8)), а обобщенные скорости будут выражены через независимые псевдоскорости

$$\dot{q}_k = \sum_{l=1}^{p} \alpha_{kl} \dot{\pi}_l \,,\ k = \overline{1,s} \,. \tag{14.21}$$

Тогда в формулах (14.7), (14.11), (14.12), (14.18), (14.19) вместо дифференцирования по обобщенным координатам надо дифференцировать по псевдоскоростям, но сложным образом. Поэтому итоговые формулы (14.18), (14.19) приобретут вид

$$\mathbf{\Pi}^{\text{а}} = \left[\frac{\partial \dot{\mathbf{q}}}{\partial \dot{\boldsymbol{\pi}}}\right]^T \left[\left[\frac{\partial \{\omega_i\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T \quad \left[\frac{\partial \{\omega_j\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T\right] \begin{bmatrix}\{P_i\} \\ \{P_j\}\end{bmatrix} = \tilde{\mathbf{W}}_P^T \mathbf{P} \,,\ i = \overline{1,\rho_1},\ j = \overline{1,\rho_2} \tag{14.22}$$

$$-\mathbf{\Pi}^{\text{и}} = \left[\frac{\partial \dot{\mathbf{q}}}{\partial \dot{\boldsymbol{\pi}}}\right]^T \left[\left[\frac{\partial \{\vec{v}_{C_i}\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T \quad \left[\frac{\partial \{\vec{\omega}_i^{(i)}\}}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right]^T\right] \begin{bmatrix}\{m_i \vec{a}_{C_i}\} \\ \left\{\left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\varepsilon}_i^{(i)} + \vec{\omega}_i^{(i)} \times \left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\omega}_i^{(i)}\right\}\end{bmatrix},\ i = \overline{1,n} \tag{14.23}$$

Во втором случае координаты элементов сразу выражены через независимые псевдоскорости также с помощью дифференциальных структур вида

$$\begin{aligned} v_i &= \dot{r}_i = v_i\left(\dot{\pi}_1, \dot{\pi}_2, ..., \dot{\pi}_p, q_1, q_2, ..., q_s, t\right), \\ \omega_j &= \dot{\varphi}_j = \omega_j\left(\dot{\pi}_1, \dot{\pi}_2, ..., \dot{\pi}_p, q_1, q_2, ..., q_s, t\right). \end{aligned} \tag{14.24}$$

Поэтому формулы (14.22), (14.23) упрощаются

$$\mathbf{\Pi}^{\text{а}} = \left[\left[\frac{\partial \{\dot{\psi}_i\}}{\partial \dot{\boldsymbol{\pi}}}\right]^T \quad \left[\frac{\partial \{\omega_j\}}{\partial \dot{\boldsymbol{\pi}}}\right]^T\right] \begin{bmatrix}\{P_i\} \\ \{P_j\}\end{bmatrix} = \tilde{\mathbf{W}}_P^T \mathbf{P} \,,\ i = \overline{1,\rho_1},\ j = \overline{1,\rho_2} \tag{14.25}$$

$$-\mathbf{\Pi}^{\text{и}} = \left[\left[\frac{\partial \{\vec{v}_{C_i}\}}{\partial \dot{\boldsymbol{\pi}}}\right]^T \quad \left[\frac{\partial \{\vec{\omega}_i^{(i)}\}}{\partial \dot{\boldsymbol{\pi}}}\right]^T\right] \begin{bmatrix}\{m_i \vec{a}_{C_i}\} \\ \left\{\left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\varepsilon}_i^{(i)} + \vec{\omega}_i^{(i)} \times \left[\vec{J}_{C_i}\right]\vec{\omega}_i^{(i)}\right\}\end{bmatrix},\ i = \overline{1,n} \,. \tag{14.26}$$

Естественно, дифференциальные структуры (14.8), (14.21), (14.24) линейны относительно обобщенных скоростей и псевдоскоростей.

При реализации в системе компьютерной алгебры операции дифференцирования с учетом неявной зависимости функций от

аргументов формулы (14.23)-(14.24) и (14.25)-(14.26) будут идентичны. То же самое касается и структурных матриц:

- активных сил $$\tilde{\mathbf{W}}_P = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\{\dot{\psi}_i\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \\ \dfrac{\partial\{\omega_j\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\{\dot{\psi}_i\}}{\partial\dot{\mathbf{q}}} \\ \dfrac{\partial\{\omega_j\}}{\partial\dot{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\dot{\mathbf{q}}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \end{bmatrix} \qquad (14.27)$$

- сил инерции $$\tilde{\mathbf{W}}_J = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\{\vec{v}_{C_i}\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \\ \dfrac{\partial\{\vec{\omega}_i^{(i)}\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\{\vec{v}_{C_i}\}}{\partial\dot{\mathbf{q}}} \\ \dfrac{\partial\{\vec{\omega}_i^{(i)}\}}{\partial\dot{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\dot{\mathbf{q}}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \end{bmatrix} \qquad (14.28)$$

Вместо (14.20) тогда формально запишем

$$\tilde{\mathbf{W}}_J^T \begin{bmatrix} \{\vec{R}_i^{\text{ин}}\} \\ \{\vec{M}_i^{\text{ин}}\} \end{bmatrix} = \tilde{\mathbf{W}}_P^T \mathbf{P}\,,\ i = \overline{1,n}\,. \qquad (14.29)$$

При наличии неголономных связей число независимых скоростей уменьшается на число таких связей. Поэтому число независимых псевдоскоростей (p в выражениях (14.21)) будет меньше, чем число обобщенных координат s. Это никоим образом не влияет на алгоритм формирования уравнений движения (14.29), так как здесь (см. (14.22), (14.23), (14.27), (14.28)) используются только производные обобщенных скоростей по псевдоскоростям $\begin{bmatrix} \dfrac{\partial\dot{\mathbf{q}}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}} \end{bmatrix}$, которые легко берутся из выражений (14.21) безотносительно к числу псевдокоординат. Для этого необходимо к уравнениям (14.29) добавить выражения (14.21) как своеобразные уравнения неголономных (точнее, кинематических) связей. Впрочем, и для голономной системы в псевдокоординатах необходимо к динамическим уравнениям добавлять уравнения (14.21), из

которых путем интегрирования можно получить законы изменения обобщенных координат.

В пространственном случае задание инерционных сил через элементы не очень удобно по четырем причинам. Во-первых, обработка элементов, задающих силы инерции (первые три в (14.16)) отличается от обработки элементов, задающих моменты сил инерции (последние три в (14.16)), наличием в последних членов векторного произведения (см. (14.14), (14.18), (14.19), (14.23), (14.26)). Поэтому их надо отличать друг от друга. Это в существующей версии КиДиМ осуществляется использованием жесткого порядка их записи в исходных данных – сначала должны быть записаны первые три элемента, затем - вторые три. Во-вторых, если в механической модели системы содержится несколько тел, совершающих пространственные движения, то элементы, описывающие их, должны отличаться именем, а не только наименованием координат, чего достаточно в плоском случае. В-третьих, что более существенно, если использовать в связанной системе координатные оси, не совпадающие с главными осями инерции тела, то задать недиагональные компоненты центральных тензоров инерции тел – центробежные моменты инерции через инерционные элементы нельзя. В-четвертых, практически сложно сформировать вручную структуры координат элементов – аналитические выражения координат центров масс тел через обобщенные координаты и зависимости проекций их угловых скоростей от обобщенных скоростей и обобщенных координат при пространственных движениях тел.

По этим причинам для задания информации об инерционности пространственно движущихся тел в комплексе КиДиМ вместо инерционных элементов следует пользоваться специально разработанным средством – записью «твердое тело». С помощью такой записи сразу вводится и тензор инерции (в том числе недиагональный) и информация для автоматического формирования указанных структур.

Твердое тело — конструкция для задания инерционных свойств твердых тел, совершающих свободное или сферическое движение. Представляется записью вида:

```
Namei[~Namej] | Rξ(αk), ..., Sξ(dk), ...
    {,Псевдо{координаты/скорости}} |
    m(mi), Jx(Jxi), Jy(Jyi),Jz(Jzi)
    {, Jxy(Jxyi), Jyz(Jyzi), Jxz(Jxzi)};,
```

где фигурные скобки обрамляют элементы, которые могут отсутствовать,

'|' разделитель полей и признак записи объекта «твердое тело»,

';' — завершает запись, остальные элементы означают следующее:

Namei — идентификатор данного тела;

Namej — идентификатор тела («базового»), в системе координат (СК) которого определяется положение данного тела. Это необязательный элемент — при его отсутствии предполагается, что положение данного тела определяется относительно абсолютной неподвижной системы координат;

Rξ(αk), Sξ(dk) — элементы списка последовательности углов поворотов (α_k) и смещений (d_k), отражающих порядок преобразований СК ***j***-го тела в СК ***i***-го, причем эта последовательность может содержать углы и смещения в любом требуемом порядке;

ξ — принимает значения ***x***, ***y***, или ***z*** и показывает вдоль или вокруг какой оси надо произвести смещение или поворот;

{,Псевдо{координаты/скорости}} — также необязательный элемент (о чем говорят фигурные скобки), означающий, что программа КиДиМ должна составить динамические уравнения движения данного тела в псевдокоординатах. При этом можно писать слово «**Псевдокоординаты**» или слово «**Псевдоскорости**» или просто «**Псевдо**» - это эквивалентно;

m(mi), Jx(Jxi), Jy(Jyi), Jz(Jzi) {, Jxy(Jxyi), Jyz(Jyzi), Jxz(Jxzi)} — запись инерционных параметров, означающих массу и составляющие тензора инерции тела в центральной связанной с телом СК. При этом после ***m*** в скобках должно стоять числовое значение или переменная, содержащая величину массы тела, после ***Jx*** в скобках – числовое значение или переменная, содержащая величину

момента инерции относительно оси ***x***, после ***Jy*** — числовое значение или переменная, содержащая величину момента инерции относительно оси ***y*** и т.д. Аналогично, ***Jxy(Jyi), Jyz(Jyzi), Jxz(Jxzi)*** означают центробежные моменты инерции.

Все моменты инерции должны быть взяты относительно центральных связанных с телом осей. В случае, если связанная СК главная, задавать центробежные моменты инерции не надо. Вместо последовательности углов поворотов можно указать обозначение параметров Родрига-Гамильтона в скобках после буквы ***Q***, например, ***Q(qi0, qi1, qi2, qi3)***, как составляющих кватерниона, задающего ориентацию ***i***-го твердого тела относительно неподвижной или связанной с базовым телом СК. Если указывать сразу значения инерционных параметров в порядке — масса, затем осевые {и центробежные} моменты инерции — ***mi, Jxi, Jyi, Jzi{, Jxiy, Jyzi, Jxzi}***, то можно обойтись без скобок и обозначений ***m, Jx, Jy, Jz{, Jxy, Jyz, Jxz}***, предваряющих величины инерционных параметров и именующих соответствующие параметры. В этом случае запись «твердое тело» будет иметь вид

```
Namei{~Namej}  | Sξ(di),...,  Q(qi0,  qi1,  qi2,  qi3),
     {Псевдо} | mi, Jxi, Jyi, Jzi{, Jxyi, Jyzi, Jxzi};
```

Эту же информацию можно задать с помощью оператора, название которого может быть **ТВЕРДЫЕ ТЕЛА** (или **ТВЕРДЫЕ ТЕЛА)** (если описывается несколько тел) или **ТВЕРДОЕ ТЕЛО** (или **ТВЕРДОЕ ТЕЛО)** (если описывается одно тело). В этом случае в одном операторе можно задать все твердые тела списком одно за другим:

```
ТВЕРДЫЕ ТЕЛА : Namei{Namej}, Rξ(αk), ..., Sξ(dk), ...
{,Псевдо},  J(m(mi),  Jx(Jxi),  Jy(Jyi),  Jz(Jzi){,
      Jxy(Jxyi), Jyz(Jyzi), Jxz(Jxzi)})),
Namej{~Namek}  | Sξ(di),...,  Q(qj0,  qj1,  qj2,  qj3)
{,Псевдо},J(mj,Jxj,Jyj,Jzj{,Jxyj,Jyzj,Jxzj})),...;
```

При использовании записей «твердое тело» удобно для целей анимации и задания силовых структур вводить в исходные данные

некоторые точки, принадлежащие этим телам. В этом случае надо задать только имена таких точек и три координаты в связанной с данным телом СК – той, которая подразумевалась в соответствующих записях «твердое тело». Декартовые координаты таких точек в абсолютной системе координат ССКА КиДиМ получит автоматически в виде аналитических выражений так же, как она формирует формулы для проекций угловых скоростей тел на оси связанной системы координат. Синтаксис ввода такой информации о точках тел, следующий (совпадающий с записью массива формул или чисел)

<Имя_точки>~<Имя_тела> [3] = x_t, y_t, z_t;,

где **<Имя_точки>** - любое имя, чаще всего однобуквенное,

<Имя_тела> - имя, использованное в записи «твердое тело»,

~ - обязательный элемент, связывающий точку с данным тело,

[3] – размер массива координат точки в связанной с телом системе, равный трем,

x_t, y_t, z_t – формулы или числа, задающие координаты точки в связанной с телом системе координат.

Пример. Рассмотрим качение шара по наклонной плоскости (рис. 14.1).

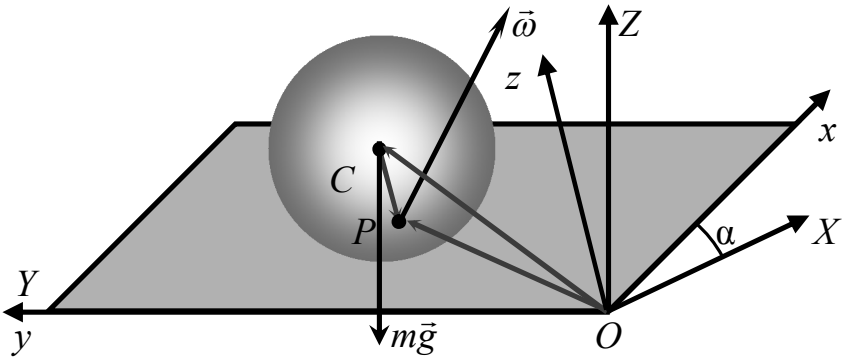


Рис. 14.1

У шара есть геометрическая связь (аппликата центра масс z_C постоянна) и кинематическая неголономная ($\vec{v}_P = 0$). Положение шара определяется пятью обобщенными координатами: положение центра масс - декартовыми координатами x_C, y_C в системе координат $Ox_Cy_Cz_C$, ориентация шара - углами Эйлера – ψ, θ, φ.

Итак, $\mathbf{q} = \{x_C, y_C, \psi, \theta, \varphi\}$.

Исходя из уравнения неголономности, получим выражения типа (14.21)

$$\vec{v}_P = \vec{v}_C + \vec{\omega} \times \overrightarrow{CP} = \begin{bmatrix} \dot{x}_C \\ \dot{y}_C \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ 0 & 0 & -R \end{vmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_C - R\omega_y \\ \dot{y}_C + R\omega_x \\ 0 \end{bmatrix} = 0 \Rightarrow \begin{cases} \dot{x}_C = R\omega_y \\ \dot{y}_C = -R\omega_x \end{cases} \quad (14.30)$$

Таким образом, у шара остается только три степени свободы. В качестве псевдокоординат примем углы поворота шара вокруг осей связанной с его центром масс системы координат $\boldsymbol{\pi} = \{\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z\}$, в качестве псевдоскоростей – проекции его угловой скорости на эти оси $\dot{\boldsymbol{\pi}} = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}$.

Запишем:

- инерционные элементы:

$$\mathbf{J} = \{m, x_C\}, \{m, y_C\}, \{m, z_C = R\}, \{J, \omega_x\}, \{J, \omega_y\}, \{J, \omega_z\}, \; J = \frac{2}{5}mr^2;$$

- силовой элемент: $\mathbf{P} = \{-mg, Z_C\}$, $\quad Z_C = x_C \sin\alpha + R\cos\alpha;$

Составим уравнения неголономной системы по формулам (14.29). Для чего получим обобщенные силы по формулам (14.25) и (14.26).

$$\left[\frac{\partial\{\dot{\psi}_i\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}}\right] = \frac{\partial\dot{Z}_C}{\partial\{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}} = \{0 \quad R\sin\alpha \quad 0\},$$

так как $\dot{Z}_C = \dot{x}_C \sin\alpha = R\omega_y \sin\alpha$,

$$\left[\frac{\partial\{\vec{v}_{C_i}\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}}\right] = \frac{\partial\{\dot{x}_C, \dot{y}_C\}}{\partial\{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}} = \frac{\partial\{R\omega_y, -R\omega_x\}}{\partial\{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}} = \begin{bmatrix} 0 & R & 0 \\ -R & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\left[\frac{\partial\{\vec{\omega}_i^{(i)}\}}{\partial\dot{\boldsymbol{\pi}}}\right] = \frac{\partial\{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}}{\partial\{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\Pi}^{\text{a}} = \begin{bmatrix} 0 \\ -mgR\sin\alpha \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$-\boldsymbol{\Pi}^{\text{и}} = \begin{bmatrix} 0 & -R & 1 & 0 & 0 \\ R & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} m\ddot{x}_C = mR\dot{\omega}_y \\ m\ddot{y}_C = -mR\dot{\omega}_x \\ J\dot{\omega}_x \\ J\dot{\omega}_y \\ J\dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1{,}4mR^2\dot{\omega}_x \\ 1{,}4mR^2\dot{\omega}_y \\ 0{,}4mR^2\dot{\omega}_z \end{bmatrix}.$$

Окончательно,

$$\begin{cases} 1{,}4mR^2\dot{\omega}_x = 0 \\ 1{,}4mR^2\dot{\omega}_y = -mgR\sin\alpha \\ 0{,}4mR^2\dot{\omega}_z = 0 \end{cases} \qquad (14.31)$$

Уравнения (14.31) следует интегрировать совместно с уравнениями (14.30). Эти уравнения совпадают, естественно с уравнениями (14.8.2.5), приведенными на с. 374 в книге Лурье [7]. Читателю может убедиться, что уравнения, полученные по формулам (14.20) с подстановкой(14.18) и (14.19), дают тот же результат.

Несмотря на компактность вывода уравнений на основе структур и структурных матриц, все-таки проще поручить вывод уравнений и их интегрирование персональному компьютеру. Решение данного примера в программе КиДиМ заключается в создании файла исходных данных, в котором следует записать параметры модели – величины массы, осевого момента инерции,

радиуса шара, угла наклона плоскости, инерционные и силовой элементы и информацию о решаемой задаче. Вместо инерционных элементов лучше использовать запись «твердое тело». Это может быть выглядеть так:

$$\textbf{Шар} \mid xC, yC, zC, \psi, \theta, \varphi \mid m, J, J, J;$$
$$xC' \; t{=}\omega_y; \; yC' \; t{=}{-}\omega_x; \; zC{=}R; \; J{=}0{,}4mr^2;$$

Выводы. Таким образом, используемая на кафедре «Системы и процессы управления» в НТУ «ХПИ» методика изложения механических дисциплин студентам специальностей «Прикладная математика», «Информатика» и «Системное проектирование» преследует достижение многих целей. Основные – это формирование мотивации к освоению изучаемых предметов и самостоятельности выполнения учебных поручений. Используемые здесь средства – мультимедийные мониторы, ПК, диагностические, аналитические и анимационные возможности ССКА КиДиМ, индивидуальность в общении преподавателя со студентами при обсуждении компьютерных работ и др., призваны решить эти задачи более эффективно.

Список литературы:

1. Бертяев В.Д. Теоретическая механика на базе MathCAD. Практикум / В.Д. Бертяев. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. - 752 с.
2. Андреев Ю.М. Дистанционный курс «Теоретическая механика. Практикум с применением компьютерной алгебры» / Ю.М. Андреев. – НТУ «ХПИ», 2002 – Режим доступа: http://dl.kpi.kharkov.ua/techn/tu16/default.asp?rus. – название с экрана.
3. Андреев Ю.М. Практикум по теоретической и аналитической механике с применением ПЭВМ. 2-е изд. перераб. и дополн. / Ю.М. Андреев, Е.И. Дружинин, А.А. Ларин. - Под ред. Морачковского О.К. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2004. – 100 с.
4. Андреев Ю.М. Теоретическая и аналитическая механика: решение заданий с помощью системы компьютерной алгебры КИДИМ. Учебное пособие / Ю.М. Андреев. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2013. – 184 с.

5. Андрєєв Ю.М. Теоретична механіка: комп'ютерне моделювання у розрахункових та лабораторних роботах : навч.-метод. посіб. / Ю.М. Андрєєв, Ю.Л. Тарсіс. - Харків: НТУ «ХПІ», 2014. - 274 с.

6. Андрєєв Ю.М. Теоретична механіка. Комп'ютерний практикум: посібник / Ю.М. Андрєєв, Д.В. Лавінський, О.К. Морачковський – Харків: НТУ «ХПІ», 2014. – 240 с.

7. Лурье А.И. Аналитическая механика / А.И. Лурье. – М.: Физматгиз, 1961. – 824 с.

ГЛАВА 15

СВОБОДНЫЕ И ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ОСЦИЛЛЯТОРА ПРИ КВАДРАТИЧНОМ ИЗМЕНЕНИИ ЕГО МАССЫ

Обзор современных публикаций по динамике тела переменной массы, включая и колебания, опубликован в [1]. Часто для решения этого класса задач применяют приближенные асимптотические методы, в частности метод Н. Н. Боголюбова–Ю. А. Митропольского. В отдельных (частных) случаях при монотонном изменении параметров колебательной системы аналитические решения задач удается выразить в функциях Бесселя [2-6]. В дополнение к ним, в монографии Е. Г. Голоскокова и А. П. Филиппова [7] указано также два случая, когда линейное уравнение колебаний осциллятора с монотонно-переменными параметрами можно решить в замкнутой форме. К ним как раз и относится вариант квадратичного изменения во времени массы колебательной системы. Здесь эту задачу динамики будем решать в упрощенной постановке, без учета реактивной и диссипативной сил. При таком упрощении удается найти компактные аналитические решения, которые позволяют проанализировать особенности нестационарных колебаний. О дополнительном влиянии реактивной и диссипативной сил на процесс движения есть информация в публикациях [7-9].

15.1. Свободные колебания осциллятора

Их описываем однородным дифференциальным уравнением типа Эйлера

$$m_0\left(1+\gamma t\right)^2\frac{d^2x}{dt^2}+cx=0, \tag{15.1}$$

которое введением вспомогательной переменной $\xi=1+\gamma t$ преобразуем к форме

$$\frac{d^2x}{d\xi^2}+\frac{\omega^2}{\xi^2\gamma^2}x=0. \tag{15.2}$$

В (15.1) и (15.2): $\omega^2=\dfrac{c}{m_0}$; m_0 – начальное значение массы; c – коэффициент жесткости упругой системы; γ – постоянная, характеризующая изменение массы во времени t, при $\gamma>0$ – она возрастает, а при $\gamma<0$ – убывает; $x=x\left(t\right)$ – перемещение осциллятора.

Уравнение (15.2) решаем при следующих начальных условиях:

$$x\big|_{\xi=1}=x_0;\ \left.\frac{dx}{dt}\right|_{\xi=1}=\dot{x}_0. \tag{15.3}$$

В (15.3) x_0 и $\dot{x}_0$ – начальное перемещение и начальная скорость осциллятора.

Подстановкой $x=\xi^r$ в (2) получаем характеристическое уравнение

$$r^2-r+\frac{\omega^2}{\gamma^2}=0,$$

которое имеет комплексно сопряженные корни:

$$r_{1,2}=\frac{1}{2}\pm i\lambda;\ \lambda=\sqrt{\frac{\omega^2}{\gamma^2}-\frac{1}{4}};\ i=\sqrt{-1}. \tag{15.4}$$

Здесь предполагаем, что $\omega\gamma^{-1} > 0,5$. Случай вещественных корней, соответствующих $\omega\gamma^{-1} \le 0,5$, опускаем из рассмотрения.

Согласно (15.4), фундаментальными решениями (15.2) являются:

$$x_1(t) = \xi^{1/2}\cos(\lambda \ln \xi);\ x_2(t) = \xi^{1/2}\sin(\lambda \ln \xi). \qquad (15.5)$$

Тогда общим решением (15.2) буде сумма

$$x(t) = a_1 x_1(t) + a_2 x_2(t).$$

Определив в ней постоянные a_1, a_2 с помощью выражений (15.3), (15.5), находим

$$x(t) = \xi^{1/2}\left[x_0\cos(\lambda \ln \xi) + \frac{1}{\lambda}\left(\frac{\dot{x}_0}{\gamma} - \frac{x_0}{2}\right)\sin(\lambda \ln \xi)\right]. \qquad (15.6)$$

В пределе, когда $\gamma \to 0$, $\lim\limits_{\gamma\to 0}(\lambda \ln \xi) = \omega t\, sign(\gamma)$; $\lim\limits_{\gamma\to 0}(\lambda\gamma) = \omega\, sign(\gamma)$, из (15.6) следует известное выражение свободных колебаний осциллятора постоянной массы

$$x(t) = x_0\cos(\omega t) + \frac{\dot{x}_0}{\omega}\sin(\omega t).$$

Согласно (15.6), с течением времени амплитуды свободных колебаний упругой системы убывают при уменьшении и возрастают при увеличении ее массы.

Характерно, что при $\xi \to 0, \ln \xi \to -\infty$ колебания системы убывающей массы происходят с очень большой частотой, а при возрастании массы происходит раскачка системы и уменьшение частоты колебаний.

Безразмерные графики свободных колебаний построены с помощью (15.6) при возрастании и убывании массы при $m_0 = 10$ кг; $c = 490$ Н/м; $\gamma = \pm 0{,}1\,\text{с}^{-1}$; $\dot{x}_0 = 0$; $x_0 = 0{,}02$ м. На рис. 15.1 представлен график $x(t)$ при возрастании массы осциллятора, а на рис. 15.2 – при убывании массы.

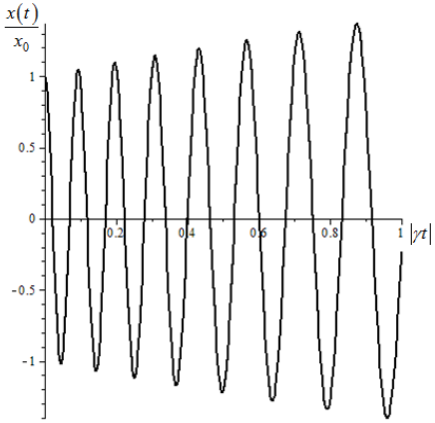


Рис. 15.1. Зависимость перемещений осциллятора от параметра $|\gamma t|$ при возрастании массы

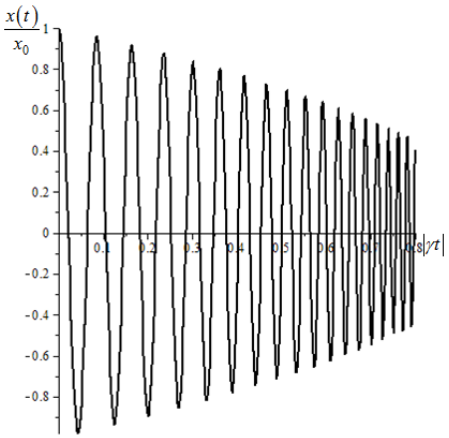


Рис. 15.2. Зависимость перемещений осциллятора от параметра $|\gamma t|$ при убывании массы

Расчеты подтверждают отмеченные выше особенности свободных колебаний, вызванные изменением массы осциллятора.

15.2. О смещении положения центра вертикальных колебаний.

Оно происходит вследствие изменения массы (веса) колеблющегося тела. Для расчета вертикальных колебаний, с учетом переменного уровня отсчета, необходимо решать неоднородное уравнение

$$\xi^2\gamma^2\frac{d^2x}{d\xi^2}+\omega^2x=g\left(\xi^2-1\right), \tag{15.7}$$

в котором g – ускорение свободного падения. При $g=0$ уравнение (15.7) переходит в (15.2).

Непосредственной подстановкой легко проверить, что частным решением (15.7) является

$$x_{ч}\left(t\right)=\frac{g\xi^2}{2\gamma^2+\omega^2}-\frac{g}{\omega^2}.$$

Тогда, с точностью до произвольных констант a_1, a_2, общим решением (15.7) есть

$$x\left(t\right)=\xi^{1/2}\left[a_1\cos\left(\lambda\ln\xi\right)+a_2\sin\left(\lambda\ln\xi\right)\right]+\frac{g\xi^2}{2\gamma^2+\omega^2}-\frac{g}{\omega^2}. \tag{15.8}$$

Удовлетворяя начальным условиям (3), находим, что

$$a_1=x_0+\frac{2g\gamma^2}{\omega^2\left(\omega^2+2\gamma^2\right)},\ a_2=\frac{1}{\lambda}\left(\frac{\dot{x}_0}{\gamma}-\frac{a_1}{2}-\frac{2g}{2\gamma^2+\omega^2}\right). \tag{15.9}$$

Выражения (15.8), (15.9) описывают вертикальные колебания, с учетом переменного уровня отсчета, который при $\gamma>0$ смещается вниз, а при $\gamma<0$ – вверх. Характерно, что вследствие изменения веса подпружиненного тела, его колебания возникают и при нулевых начальных условиях $x_0=\dot{x}_0=0$, что исключено в случае классического линейного осциллятора.

Расчеты проведены при прежних исходных данных. На рис. 15.3 представлены перемещения при возрастании массы (кривая 1) и убывании массы (кривая 2).

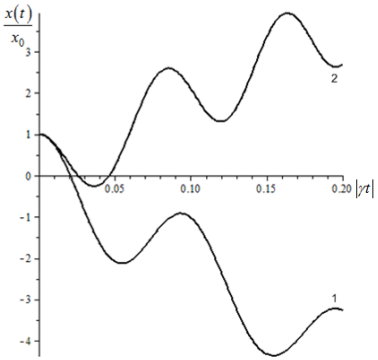


Рис. 15.3. Зависимости вертикальных перемещений осциллятора от параметра $|\gamma t|$ при изменении массы

Расчеты показывают, что часть перемещения, вызванная изменением веса, может быть большей, чем амплитуды колебаний.

15.3. Колебания осциллятора при мгновенном нагружении постоянной силой.

Если к неподвижному осциллятору при $t = 0$ мгновенно приложена сила F, то его перемещения удовлетворяют уравнению

$$\xi^2 \gamma^2 \frac{d^2 x}{d\xi^2} + \omega^2 x = \frac{F}{m_0} H(t), \qquad (15.10)$$

в котором $H(t)$ – единичная функция Хэвисайда.

Тогда, при $t \geq 0$, общее решение (15.10) имеет вид

$$x(t) = \frac{F}{c} + a_1 \xi^{1/2} \cos(\lambda \ln \xi) + a_2 \xi^{1/2} \sin(\lambda \ln \xi).$$

Постоянные a_1 и a_2 находим для нулевых начальных условий $x_0 = \dot{x}_0 = 0.$

В результате получаем следующую формулу для безразмерных перемещений:

$$z(t)=\frac{c}{F}x(t)=1-\xi^{1/2}\left[\cos(\lambda\ln\xi)-\frac{1}{2\lambda}\sin(\lambda\ln\xi)\right]. \quad (15.11)$$

В пределе, когда $\gamma\to 0$, из (15.11) следует известное выражение

$$z(t)=1-\cos(\omega t),$$

согласно которому $\max z=2$, т.е. максимум является постоянной величиной.

Исследуя выражение (15.11) на экстремум, получаем формулу коэффициента динамичности

$$K_{\partial}=\max z=1+\sqrt{1+\frac{1}{4\lambda^2}}\exp\left(\frac{\pm n\pi-\alpha}{2\lambda}\right),$$

$\alpha=arctg\dfrac{1}{2\lambda}, n=1,3,5,\ldots$, знак "+" перед n следует брать при $\gamma>0$, а знак "-" – при $\gamma<0$.

В осцилляторе переменной массы K_{∂} оказывается зависящим от номера n. В осцилляторе возрастающей массы $K_{\partial}>2$ и увеличивается с ростом n. В осцилляторе убывающей массы K_{∂} убывает с ростом n и он может быть меньше двух.

Используя (15.11), построим графики безразмерных перемещений. Для этого примем прежние исходные данные и нулевые начальные условия. Полученные графики представлены на рис. 15.4 и рис. 15.5.

Результаты исследования $z(t)$ на экстремум записаны в таблице.

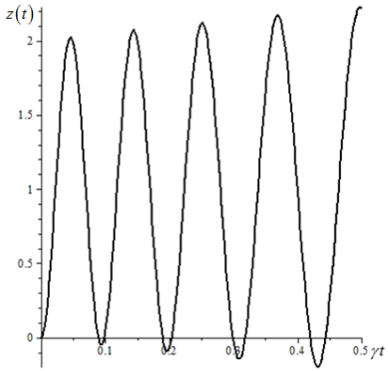


Рис. 15.4. Зависимость $z(t)$ от безразмерного параметра γt при возрастании массы

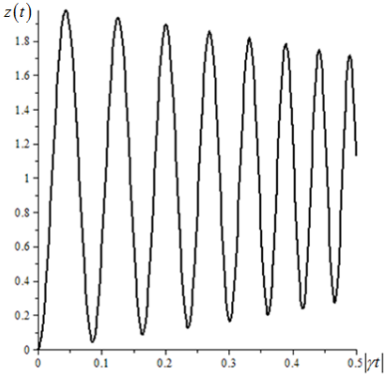


Рис. 15.5. Зависимость $z(t)$ от безразмерного параметра γt при убывании массы

Таблица 15.1

Таблица. Значения коэффициентов динамичности $K_д$ для осциллятора возрастающей и убывающей масс

	$\gamma > 0$				$\gamma < 0$			
n	1	3	5	7	1	3	5	7
$K_д$	2,0227	2,0696	2,1187	2,1701	1,9778	1,9349	1,8938	1,8546

Значения $K_д$ в таблице хорошо согласуются со значениями первых четырех максимумов на рис. 15.4 и 15.5.

15.4. Исследование резонансных колебаний.

Используя метод вариации произвольных постоянных, построим частное решение неоднородного уравнения

$$\frac{d^2x}{dt^2} + \frac{\omega^2 x}{(1+\gamma t)^2} = \frac{P(t)}{m_0(1+\gamma t)^2} \qquad (15.12)$$

при нулевых начальных условиях, в предположении, что $P(t)$ является непрерывной функцией.

Согласно указанному методу искомое решение представим сумой

$$x(t) = a_1(t)x_1(t) + a_2(t)x_2(t), \qquad (15.13)$$

где $x_1(t)$ и $x_2(t)$ определены выражениями (15.5). Подставив (15.13) в (15.12), приходим к квадратурам

$$a_{1,2}(t) = \mp\frac{1}{m_0}\int_0^t \frac{P(\tau)x_{2,1}(\tau)}{(1+\gamma\tau)^2\,\Delta(\tau)}d\tau\,,$$

в которых

$$\Delta(\tau) = x_1(\tau)\frac{dx_2(\tau)}{d\tau} - x_2(\tau)\frac{dx_1(\tau)}{d\tau}.$$

Определитель Вронского, составленный из фундаментальных решений (15.5), не зависит от τ

$$\Delta(\tau) = \gamma\lambda = const.$$

Поэтому

$$a_{1,2}(t) = \mp\frac{1}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t \frac{P(\tau)x_{2,1}(\tau)}{(1+\gamma t)^2}d\tau. \qquad (15.14)$$

Используя выражения (15.5), (15.13) и (15.14), рассмотрим далее характерные случаи резонансных колебаний.

Обобщение стационарного резонанса. Пусть амплитуда возмущающей силы Q постоянная, а ее частота меняется по тому же закону, что и мгновенная собственная частота осциллятора. При таком внешнем воздействии:

$$P(\tau) = Q_s \sin\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right],\ Q_s = Q\cdot sign(\gamma);$$

$$a_1(t) = -\frac{Q_s}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t \frac{\sin^2\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}d\tau; \qquad (15.15)$$

$$a_2(t) = \frac{Q_s}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t \frac{\sin\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]\cos\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}d\tau.$$

Интегралы (15.15) выражаются через элементарные функции. Заменой переменной интегрирования $\eta = \lambda\ln(1+\gamma\tau)$ их преобразуем в табличные интегралы

$$a_1(t) = -\frac{Q_s}{m_0\gamma^2\lambda^2}\int_0^\eta e^{-\frac{\eta}{2\lambda}}\sin^2\eta d\eta; \quad a_2(t) = \frac{Q_s}{m_0\gamma^2\lambda^2}\int_0^\eta e^{-\frac{\eta}{2\lambda}}\sin\eta\cos\eta d\eta.$$

Поскольку [10]

$$\int e^{a\eta}\sin^2\eta d\eta = e^{a\eta}\left[\frac{1}{2a} - \frac{1}{a^2+4}\left(\frac{a}{2}\cos 2\eta + \sin 2\eta\right)\right];$$

$$\int e^{a\eta}\sin\eta\cos\eta d\eta = \frac{1}{2}\frac{e^{a\eta}}{a^2+4}(a\sin 2\eta - 2\cos 2\eta),$$

то

$$a_1(t) = \frac{Q_s e^{-\frac{\eta}{2\lambda}}}{m_0\lambda^2\gamma^2}\left\{\lambda\left(1 - e^{\frac{\eta}{2\lambda}}\right) + \frac{\lambda}{16\lambda^2+1}\left[e^{\frac{\eta}{2\lambda}} - \cos 2\eta + 4\lambda\sin 2\eta\right]\right\};$$

$$a_2(t) = \frac{Q_s e^{-\frac{\eta}{2\lambda}}}{m_0\lambda^2\gamma^2}\frac{\lambda}{16\lambda^2+1}\left(4\lambda e^{\frac{\eta}{2\lambda}} - 4\lambda\cos 2\eta - \sin 2\eta\right).$$

Подставив эти выражения в (15.13), с учетом (15.5), получаем формулу для вычисления перемещений осциллятора

$$x(t) = \frac{4Q_s}{m_0\gamma^2(16\lambda^2+1)}\left\{4\lambda\left(1-\sqrt{1+\gamma t}\right)\cos\left[\lambda\ln(1+\gamma t)\right] +\right.$$

$$+\left(\sqrt{1+\gamma t}+1\right)\sin\left[\lambda\ln\left(1+\gamma t\right)\right]\Big\}. \qquad (15.16)$$

Выполнив предельный переход $\gamma \to 0$, с учетом того, что

$$\lim_{\gamma\to 0}\gamma^2\lambda^2=\omega^2;\quad \lim_{\gamma\to 0}\left[\lambda\left(1-\sqrt{1+\gamma t}\right)\right]=-\frac{1}{2}\omega t\cdot sign(\gamma);$$

$$\lim_{\gamma\to 0}\left[\lambda\ln\left(1+\gamma t\right)\right]=\omega t\cdot sign(\gamma),$$

из (15.16) получаем известное выражение резонансных колебаний классического осциллятора, в котором нет трения

$$x(t)=\frac{Q}{2c}\left[\sin(\omega t)-\omega t\cos(\omega t)\right]. \qquad (15.17)$$

Таким образом, решение (15.16) обобщает (15.17), описывающее резонанс с постоянной частотой ω.

Согласно (15.16), коэффициент динамичности перемещений в резонансном режиме движения равен

$$K_o(t)=\frac{c}{Q}amx(t)=\frac{4\omega^2}{\gamma^2\left(16\lambda^2+1\right)}\left[16\lambda^2\left(1-\sqrt{1+\gamma t}\right)^2+\left(1+\sqrt{1+\gamma t}\right)^2\right]^{1/2}, \qquad (15.18)$$

где $amx(t)$ – амплитуда колебаний.

В элементарных функциях описываются резонансные колебания системы переменной массы также в том случае, когда

$$P(\tau)=Q_s\sqrt{1+\gamma\tau}\,\sin\left[\lambda\ln\left(1+\gamma\tau\right)\right].$$

При таком внешнем воздействии легко вычисляются интегралы в (15.14):

$$a_1(t)=-\frac{Q_s}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t\frac{\sin^2\left[\lambda\ln\left(1+\gamma\tau\right)\right]}{\left(1+\gamma\tau\right)}d\tau=$$

$$= -\frac{Q_s}{4m_0\gamma^2\lambda^2}\left[2\lambda\ln(1+\gamma t) - \sin\left(2\lambda\ln(1+\gamma t)\right)\right],$$

$$a_2(t) = \frac{Q_s}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t \frac{\sin\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]\cos\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)}d\tau =$$

$$= \frac{Q_s}{4m_0\gamma^2\lambda^2}\left[1-\cos\left(2\lambda\ln(1+\gamma t)\right)\right].$$

Подставив эти результаты в (15.13), получаем формулу резонансных перемещений осциллятора

$$x(t) = \frac{Q_s(1+\gamma t)^{1/2}}{2m_0\gamma^2\lambda^2}\left[\sin\left(\lambda\ln(1+\gamma t)\right) - \lambda\ln(1+\gamma t)\cos\left(\lambda\ln(1+\gamma t)\right)\right]. \quad (15.19)$$

В пределе, при $\gamma \to 0$, это решение переходит в (15.17), что получено для резонанса постоянной частоты.

Из (15.19) находим выражение коэффициента динамичности

$$K_o(t) = \frac{2\omega^2(1+\gamma t)^{1/2}}{4\omega^2-\gamma^2}\left[1+\lambda^2\ln^2(1+\gamma t)\right]^{1/2}. \quad (15.20)$$

Проведем расчеты коэффициентов динамичности по формуле (15.18) для принятых ранее исходных данных и разных значений постоянной γ. На рис. 15.6 нанесены кривые, обозначенные цифрами 1,2,3, которые соответствуют значениям $\gamma = 0{,}10; 0{,}15; 0{,}20$ с$^{-1}$.

Графики значений коэффициента динамичности, вычисленные по формуле (15.20), нанесены на рис. 15.7. Расчеты проведены при $\gamma = 0{,}10$ с$^{-1}$ Цифры 1,2,3 соответствуют различным значениям жесткости пружины $c = 490; 390; 290$ Н/м.

С возрастанием $|\gamma|$ уменьшается уровень резонансных амплитуд колебаний с переменной частотой.

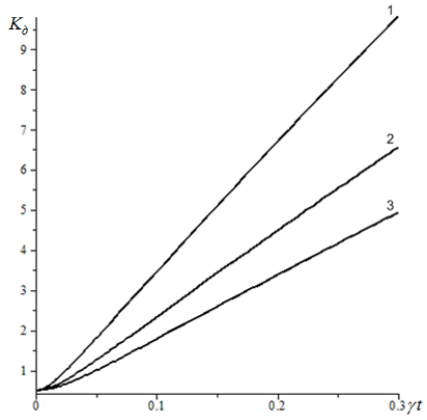


Рис. 15.6. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от безразмерного параметра γt, вычисленные по формуле (15.18), при возрастании массы

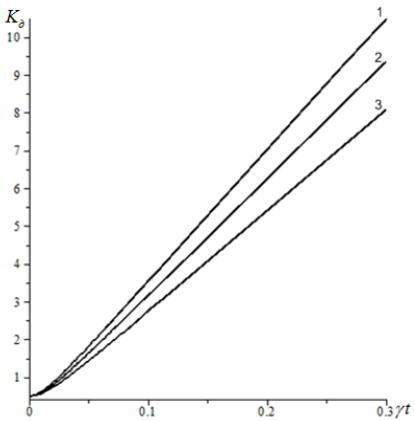


Рис. 15.7. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от безразмерного параметра γt, вычисленные по формуле (15.20), при возрастании массы

15.5. Нестационарный резонанс, вызванный действием силы постоянной частоты

Такой резонанс невозможен в системе постоянных параметров. Он является характерной особенностью колебаний осциллятора переменной массы, поскольку вызван изменением собственной частоты, а не частоты внешнего воздействия. Рассмотрим вынужденные колебания, когда

$$P(\tau) = Q\sin(p\tau),$$

т.е. внешняя сила меняется с частотой $p = const$. При таком внешнем воздействии, для расчета колебаний по формуле (15.13), нужно вычислить интегралы

$$a_1(t) = -\frac{Q}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t \frac{\sin(p\tau)\sin\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}d\tau;$$

$$a_2(t)=\frac{Q}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t\frac{\sin(p\tau)\cos\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}d\tau. \qquad (15.21)$$

Эти интегралы не удается выразить с помощью известных функций. Их приходится "брать" численно на компьютере.

Решение задачи колебаний сводится к квадратуре

$$x(t)=\frac{Q\sqrt{1+\gamma t}}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t\frac{\sin(p\tau)}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}\sin\left(\lambda\ln\frac{1+\gamma t}{1+\gamma\tau}\right)d\tau.$$

В пределе, когда $\gamma\to 0,$ она преобразуется в известное решение для вынужденных колебаний классического осциллятора

$$x(t)=\frac{Q}{m_0\omega}\int_0^t\sin(p\tau)\sin\omega(t-\tau)\,d\tau.$$

В рассматриваемом случае для компьютерного вычисления резонансных значений коэффициента динамичности следует воспользоваться выражением

$$K_o(t)=\frac{c}{Q}am\,x(t)=\frac{c\sqrt{1+\gamma t}}{m_0\lambda|\gamma|}\sqrt{b_1^2(t)+b_2^2(t)}, \qquad (15.22)$$

где

$$b_1=\int_0^t\frac{\sin p(\tau-t)}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}\sin\left(\lambda\ln\frac{1+\gamma t}{1+\gamma\tau}\right)d\tau,\ b_2=\int_0^t\frac{\cos p(\tau-t)}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}\sin\left(\lambda\ln\frac{1+\gamma t}{1+\gamma\tau}\right)d\tau.$$

Проведем расчеты по формуле (15.22). Рассмотрим движение осциллятора возрастающей массы, для этого примем следующие исходные данные: $m_0=10$ кг; $c=1960$ Н/м; $p=5$ с$^{-1}$ и разные значения скорости изменения массы γ. Графики, отмеченные цифрами 1,2,3 на рис. 15.8 соответствуют значениям $\gamma=0,05;0,1;0,2$ с$^{-1}$.

Рассмотрим движение осциллятора убывающей массы, при этом будем придерживаться прежних исходных данных и $p=40$ с^1.

На рис. 15.9 графики, отмеченные цифрами 1,2,3, соответствуют значениям – $\gamma = 0,05; 0,1; 0,2$ с$^{-1}$.

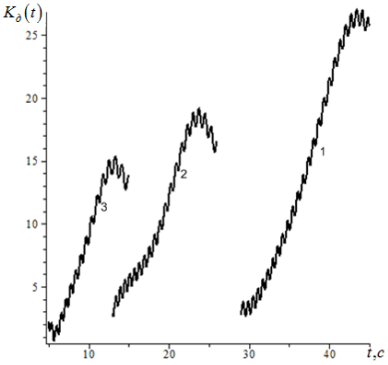


Рис. 15.8. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от времени t при возрастании массы

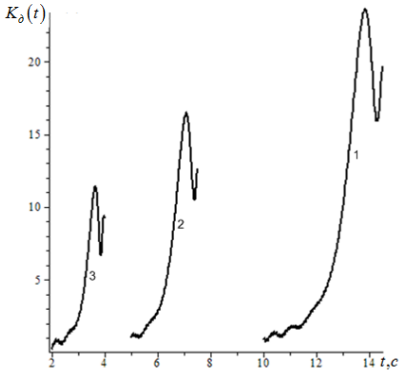


Рис. 15.9. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от времени t при убывании массы

Расчеты показали, что, независимо от знака, с увеличением γ сокращается запаздывание во времени наступления резонанса и происходит уменьшение максимального коэффициента динамичности при переходе через резонанс.

15.6. Резонанс при линейном изменении частоты возмущающей силы

Этому варианту резонанса посвящено много публикаций, в которых рассматривают в основном линейные и нелинейные колебания систем одной степени свободы с постоянными параметрами. Значительно меньше публикаций связано с нестационарным резонансом в осцилляторе переменной массы или жесткости. Характерно, что, вследствие изменения по разным законам собственной частоты и частоты возбуждения, возможно двойное совпадение этих частот в различные моменты времени, а, следовательно, и

возникновение двух резонансов. Это свойство отмечено в [7], а в [11] асимптотическим методом исследовано последовательное прохождение через два резонанса гироскопической системы.

Итак, пусть внешняя сила меняется по закону

$$P(t) = Q\sin\left(at + \frac{1}{2}bt^2\right),$$

где $Q, a, b - const.$

Тогда, при квадратичном изменении массы осциллятора, он последовательно пройдет через два нестационарных резонанса, если в уравнении

$$a + bt = \frac{|\lambda\gamma|}{1+\gamma t} \tag{15.23}$$

будет два действительных положительных корня t_1 и t_2.

Такое возможно при убывании массы $(\gamma < 0)$, когда выполняются неравенства:

$$a < |\lambda\gamma|;\ b > \lambda\gamma^2; \left(\frac{a\gamma + b}{2b\gamma}\right)^2 > \frac{a - |\lambda\gamma|}{b\gamma}.$$

Если масса возрастает $(\gamma > 0)$, то t_1 и t_2 будут положительны, когда $0 < a < |\lambda\gamma|;\ -\lambda\gamma^2 < b < 0;\ \left(\frac{a\gamma + b}{2b\gamma}\right)^2 > \frac{a - |\lambda\gamma|}{b\gamma}$.

Расчет резонансных колебаний сводится к формуле (15.13), в которой

$$a_1(t) = -\frac{Q}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t \frac{\sin\left(a\tau + \frac{1}{2}b\tau^2\right)\sin\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}d\tau;$$

$$a_2(t)=\frac{Q}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t\frac{\sin\left(a\tau+\frac{1}{2}b\tau^2\right)\cos\left[\lambda\ln(1+\gamma\tau)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}d\tau. \quad (15.24)$$

Эти интегралы приходится вычислять на компьютере.

Компьютерный расчет перемещений осциллятора можно также проводить по компактной формуле

$$x(t)=\frac{Q\sqrt{1+\gamma t}}{m_0\gamma\lambda}\int_0^t\frac{\sin\left(a\tau+\frac{1}{2}b\tau^2\right)}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}\sin\left(\lambda\ln\frac{1+\gamma t}{1+\gamma\tau}\right)d\tau.$$

Тогда, для вычисления коэффициента динамичности находим выражение:

$$K_д(t)=\frac{c\sqrt{1+\gamma t}}{m_0\lambda|\gamma|}\sqrt{d_1^2(t)+d_2^2(t)}, \quad (15.25)$$

где $d_1=\int_0^t\frac{\sin\left[a(\tau-t)+\frac{b}{2}(\tau^2-t^2)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}\sin\left(\lambda\ln\frac{1+\gamma t}{1+\gamma\tau}\right)d\tau,$

$$d_2=\int_0^t\frac{\cos\left[a(\tau-t)+\frac{b}{2}(\tau^2-t^2)\right]}{(1+\gamma\tau)^{3/2}}\sin\left(\lambda\ln\frac{1+\gamma t}{1+\gamma\tau}\right)d\tau.$$

В качестве первого примера рассмотрим последовательное прохождение через два резонанса в системе убывающей массы, когда $m_0=1$ кг; $c=100$ Н/м; $\gamma=-0,02$ с$^{-1}$; $\lambda=500$; $Q=1$ Н; $a=4$ с$^{-1}$; $b=0,7$ с$^{-2}$. Для этих исходных данных уравнение (15.23) имеет два положительных корня: $t_1\approx14,2857$ с и $t_2\approx29,9999$ с.

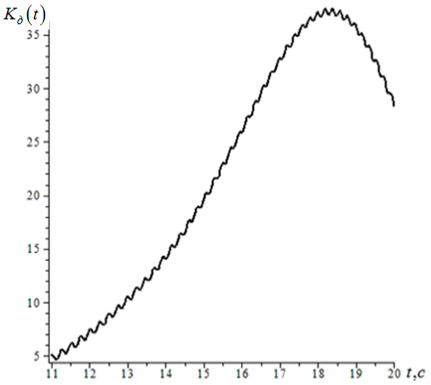


Рис. 15.10. Зависимость $K_\partial(t)$ от времени t при прохождении через первый резонанс

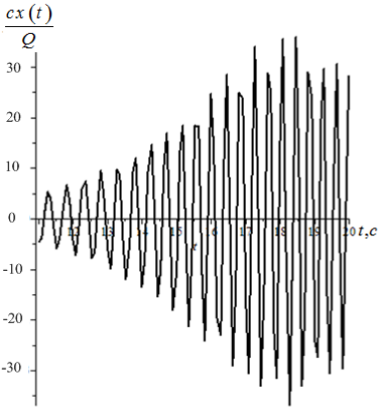


Рис. 15.11. Зависимость $x(t)$ от времени t при прохождении через первый резонанс

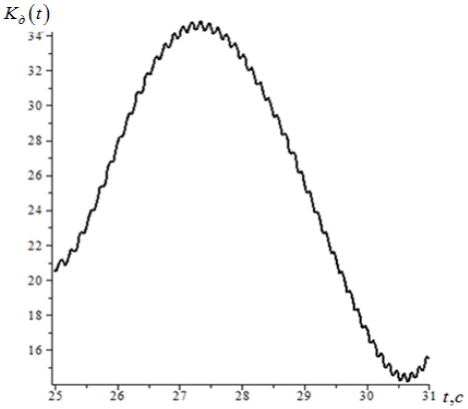


Рис. 15.12. Зависимость $K_\partial(t)$ от времени t при прохождении через второй резонанс

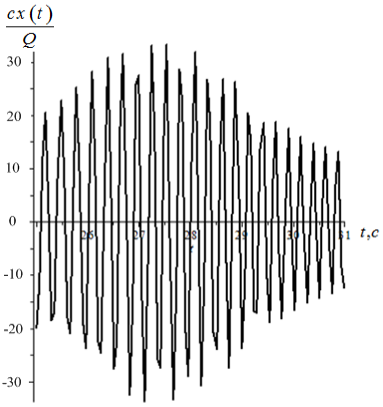


Рис. 15.13. Зависимость $x(t)$ от времени t при прохождении через второй резонанс

В качестве второго примера рассмотрим последовательное прохождение через два резонанса в системе убывающей массы, когда $m_0 = 1$ кг; $c = 100$ Н/м; $\gamma = 0,02$ с$^{-1}$; $\lambda = 500$; $Q = 1$ Н; $a = 9,2$ с$^{-1}$;

$b = -0,05\ \text{с}^{-2}$. Для этих исходных данных уравнение (15.23) имеет два положительных корня: $t_1 \approx 6,2628\ \text{с}$ и $t_2 \approx 127,7371\ \text{с}$.

Графики $K_\partial(t)$ на рис. 15.10, 15.12, 15.14, 16 построены с помощью формулы (15.25), а графики $x(t)$ на рис. 15.11, 15.13, 15.15, 15.17 – получены численным интегрированием на компьютере уравнения (15.12). Наблюдается хорошее соответствие между результатами, полученными двумя способами.

Итак, в случае квадратичного изменения массы, подтверждена возможность возникновения двух последовательных резонансов в системе с одной степенью свободы при выбеге, когда масса осциллятора возрастает и двух последовательных резонансов при разгоне, когда масса системы убывает.

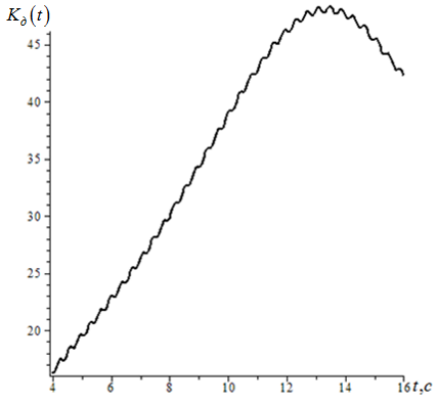


Рис. 15.14. Зависимость $K_\partial(t)$ от времени t при прохождении через первый резонанс

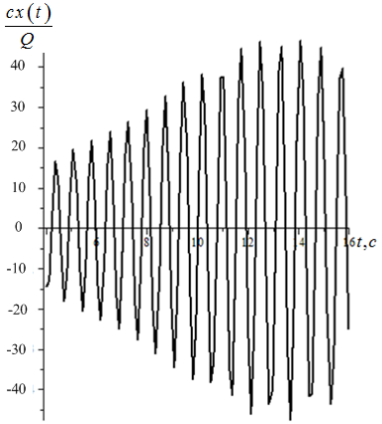


Рис. 15.15. Зависимость $x(t)$ от времени t при прохождении через первый резонанс

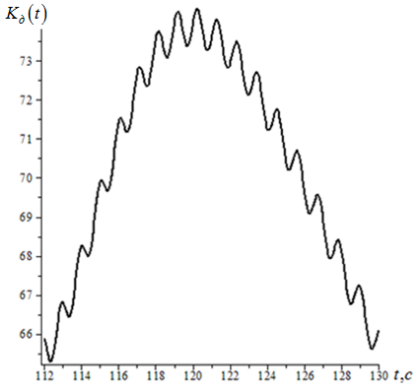


Рис. 15.16. Зависимость $K_\partial(t)$ от времени t при прохождении через второй резонанс

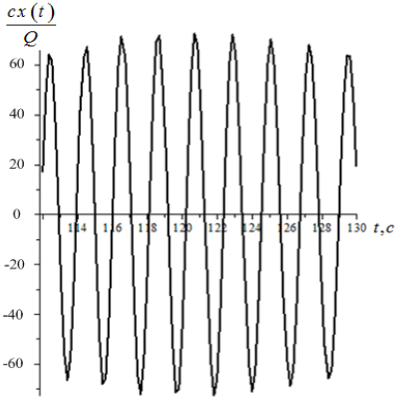


Рис. 15.17. Зависимость $x(t)$ от времени t при прохождении через второй резонанс

Если же происходит разгон и увеличение массы или выбег и уменьшение массы, то в системе возможен только один нестационарный резонанс.

15.7. Выводы

В дополнение к выводам, сделанным в ходе изложения, отметим следующее. При свободных и вынужденных колебаниях осциллятора переменной массы возникают особенности движения, которых нет в классическом линейном осцилляторе постоянных параметров. Увеличение массы вибратора, в условиях отсутствия реактивной и диссипативной сил, приводит к раскачиванию колебаний, т.е. росту амплитуд, что делает неустойчивой динамическою систему. Уменьшение массы вибратора, даже при отсутствии диссипативных сил, приводит к затуханию нестационарных колебаний на конечном интервале времени движения, пока не станет равной нулю масса осциллятора.

Список литературы:

1. L. Cveticanin, A review on dynamics of mass variable systems / L. Cveticanin // Journal of the Serbian Society for Computational Mechanics. – 2012. – 6, No.1, – P. 56-74.

2. Мещерский И.В. Работы по механике тел переменной массы / И.В. Мещерский. – М.: ГИТТЛ, 1952. – 276 с.

3. Светлицкий В.А. Задачи и примеры по теории колебаний / В.А. Светлицкий – М.: Изд-во МГТУ, 1994. – 308 с.

4. Cveticanin L. Dynamics of Machines with Variable Mass. / L. Cveticanin. Taylor & Francis Ltd, – 1998. – 300 p.

5. Ольшанський В.П. Вільні коливання осцилятора змінної маси / В.П. Ольшанський, С.В. Ольшанський // Вібрації в техніці та технологіях: Всеукр. наук.-техн. журнал. – Вінниця. 2013. – Вип.2(70). — С. 57-59.

6. Ольшанский В.П. Моделирование колебаний осциллятора линейно-переменной массы при импульсном нагружении / В.П. Ольшанский, С.В. Ольшанский // Вісник НТУ "ХПІ": Математичне моделювання в техніці та технологіях, Х.: НТУ "ХПІ", 2013, № 37(1010). – С. 125-130.

7. Голоскоков Е. Г. Нестационарные колебания деформируемых систем / Е. Г. Голоскоков, А. П. Филиппов. – К.: Наукова думка, 1977. – 340 с.

8. Бессонов А.П. Основы динамики механизмов с переменной массой звеньев. / А.П. Бессонов – М.: Наука, 1967. – 280с.

9. Cveticanin L. The influence of the reactive force on a nonlinear oscillator with variable parameter / L. Cveticanin // ASME, Journal of Vibration and Acustics, – 1992, 114(4): – P. 578-580.

10. Градштейн И.С. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений / И.С. Градштейн, И.М. Рыжик. – М.: Наука, 1962. – 1100 с.

11. Митропольский Ю.А. Нестационарные процессы в нелинейных колебательных системах / Ю.А. Митропольский. – К.: Изд-во АН УССР, 1955. – 283 с.

ГЛАВА 16

О ДАЛЬНЕЙШЕМ РАЗВИТИИ ИССЛЕДОВАНИЙ Е. Г. ГОЛОСКОКОВА ПО РЕЗОНАНСНЫМ КОЛЕБАНИЯМ

16.1. Краткий очерк исследований Е. Г. Голоскокова в теории резонансных механических колебаний

Стремление повысить производительность и эффективность эксплуатации машин в середине прошлого столетия привело к тому, что некоторые элементы отечественных машин, например, роторы, барабаны центрифуг и пр., стали вращаться (работать) в зарезонансной области. При пуске и остановке таких машин проходится область резонанса. Несмотря на сравнительно короткое время прохождения резонанса, вследствие существенного увеличения амплитуды колебаний, элементы машин подвергались повышенному деформированию, что могло вызвать потерю их работоспособности или резкое сокращение рабочего ресурса. Поэтому изучение закономерностей и разработка методов расчета нестационарных резонансных колебаний механических систем стали актуальной проблемой машиноведенья и машиностроения. Исходя из этих соображений, академик А. П. Филиппов предложил своему ученику Е. Г. Голоскокову, выпускнику кафедры динамики и прочности машин ХПИ, заняться указанной проблемой.

К тому времени имелись лишь отдельные публикации по теории нестационарного механического резонанса. Это статьи Lewis F. M. в США (1932 г.), Poschl T. в Германии (1933 г.), а также статьи в СССР П. Л. Капицы (1939 г.), А. М. Каца (1947 г.), Н. Г. Горчакова (1948 г.), Б. Г. Коренева (1957 г.) и др. Из отечественных публикаций отдельного внимания заслуживает монография академика Ю. А. Митропольского [1], написанная по материалам его докторской диссертации, где разработан асимптотический метод решения нелинейных задач в теории нестационарных колебаний. Перед Е. Г. Голоскоковым стояла задача получения формул, удобных для проведения инженерных расчетов. Отметим, что в то время в инженерных расчетах еще не использовали быстродействующие вычислительные машины. В первых работах [2], [3] Евгению Григорьевичу удалось вывести формулы для расчета коэффициента динамичности линейного осциллятора в нестационарном резонансе при действии внешней силы линейно переменной частоты. Вычисление коэффициента динамичности сводилось к применению известных таблиц интеграла вероятностей комплексного аргумента. Это позволило начинающему ученому проверить достоверность результатов его предшественников и расчетным путем проанализировать влияние различных факторов на уровень резонансных амплитуд колебаний при разгоне и выбеге в линейной системе с одной степенью свободы. Оказалось, что из исследуемых факторов большое влияние на значения амплитуд оказывает вязкое трение, особенно при медленном прохождении через резонанс. Последующие исследования сводились к обобщению полученных решений на системы с несколькими и бесконечным числом степеней свободы. К моделям с таким количеством степеней свободы сводится расчет колебаний лопаток, дисков, роторов и других элементов машиностроительных конструкций. Кроме линейных систем, Евгений Григорьевич много внимания уделял нелинейным системам. Здесь он в основном использовал асимптотический метод Н. Н. Боголюбова и Ю. А. Митропольс-

кого, а в отдельных случаях проводил и прямое численное интегрирование исходных уравнений движения. Последнее стало возможным благодаря появлению к тому времени электронных вычислительных машин и интенсивному внедрению их в научные и инженерные расчеты. Значительное место в комплексе работ Е. Г. Голоскокова занимают также исследования параметрических колебаний, вызванных внешними силами, которые сводятся к дифференциальным уравнениям с периодическими коэффициентами. В таких системах возникают основной и дробные параметрические резонансы. Их условия возникновения и особенности протекания также изучены Евгением Григорьевичем в своих работах. Собрав и упорядочив проведенные исследования, он, совместно с А. П. Филипповым, в 1966 году издает монографию “Нестационарные колебания механических систем” [4], в которой центральное место занимает математическое моделирование резонансных колебаний. Спустя два года, в 1968 году, Е. Г. Голоскоков успешно защищает диссертацию на соискание ученой степени доктора технических наук и становится профессором. Монография 1966 года была издана также на немецком языке в Германии [5], что подтверждает ее высокий научный уровень и оригинальность содержащихся в ней результатов. В расширенном варианте монография была переиздана в Киеве в 1977 году В нее, кроме публикаций по резонансным колебаниям, вошли результаты, полученные Евгением Григорьевичем совместно с учениками и по другим проблемам. Это колебания механических систем при случайных воздействиях, колебания тонкостенных тел в потоке газа, колебания стержней и пластин (в том числе трехслойных) при упругом механическом ударе и пр. В монографии 1977 года [6] есть параграф с названием “Колебания систем второго порядка с изменяющимися параметрами”, где указано, что “в большинстве случаев решения дифференциальных уравнений движения систем с переменными параметрами не могут быть получены в замкнутой форме”, но выделено два частных случая, когда такие решения возмож-

ны. Особенностей резонансных колебаний в системах с монотонно переменными параметрами авторы монографии [6] не исследуют, а ограничиваются лишь общими указаниями. В связи с этим в данной главе рассмотрим некоторые резонансные колебания линейного осциллятора переменной массы, как развитие исследований Е. Г. Голоскокова.

Целью является моделирование нестационарного резонанса в линейной системе с одной степенью свободы, вызванного немонотонным изменением ее массы во времени.

16.2. Резонансные колебания при постоянной частоте возмущающей силы

Рассматриваемый резонанс достигается не за счет изменения частоты внешнего воздействия, а вследствие изменения во времени параметров колебательной системы, конкретно ее массы. Совпадение собственной частоты колебаний с частотой внешнего воздействия обусловлено переменностью собственной частоты осциллятора. Особенности такого параметрического резонанса исследовали в [7] путем моделирования процесса движения на аналоговой машине. Здесь строится аналитическое решение задачи, когда изменение массы осциллятора во времени происходит по линейному закону. Получено два варианта решения задачи в квадратурах: приближенное и точное. Приближенное решение построено ВБК – методом, а точное – применением функций Бесселя. Проведено сравнение результатов, к которым проводят эти решения.

Рассмотрим сначала применение ВБК – метода к исследованию резонансных колебаний. Перемещение осциллятора $x(t)$ без учета реактивной и диссипативной сил, описываем дифференциальным уравнением

$$m_0(1+\gamma t)\frac{d^2x}{dt^2}+cx=F\sin(\omega t), \qquad (16.1)$$

в котором m_0 – начальная масса колеблющейся материальной точки; $m_0\gamma$ – скорость изменения массы во времени t; c –

коэффициент жесткости пружины; F, ω – амплитуда и частота возмущающей силы.

Уравнение (16.1) решаем при нулевых начальных условиях.

Введением новой переменной $\xi = (1 + \gamma t)$, уравнение (16.1) преобразуем к форме:

$$\frac{d^2x}{d\xi^2} + \frac{\omega_0^2}{\gamma^2}\frac{x}{\xi} = f(\xi), \tag{16.2}$$

где $f(\xi) = \frac{F}{m_0\gamma^2\xi}\sin\left[\frac{\omega}{\gamma}(\xi - 1)\right]$, $\omega_0 = \sqrt{c / m_0}$ – начальное значение частоты свободных колебаний осциллятора.

Начальными условиями к (16.2) принимаем:

$$x\big|_{\xi=1} = 0;\ \left.\frac{dx}{d\xi}\right|_{\xi=1} = 0. \tag{16.3}$$

При $F = 0$ уравнение (16.2) становится однородным:

$$\frac{d^2x}{d\xi^2} + \frac{\omega_0^2}{\gamma^2}\frac{x}{\xi} = 0 \tag{16.4}$$

и описывает свободные колебания.

Далее вводим ограничение $\omega_0 / \gamma >> 1$. При наличии большого безразмерного параметра общее решение уравнения (16.4) удобно построить методом ВБК [8]. Указанный метод, после отбрасывания слагаемых высшего порядка малости, приводит к фундаментальным решениям:

$$x_1(\eta) = \sqrt{\eta}\cos(\eta);\ x_2(\eta) = \sqrt{\eta}\sin(\eta), \tag{16.5}$$

где $\eta = \eta_0\sqrt{\xi};\ \eta_0 = \frac{2}{|\gamma|}\omega_0$.

Используя (16.5), составим из них определитель Вронского. Поскольку:

$$\frac{dx_1}{d\xi}=\frac{\eta_0^2}{2\eta}\left(\frac{\cos\eta}{2\sqrt{\eta}}-\sqrt{\eta}\sin\eta\right);\quad \frac{dx_2}{d\xi}=\frac{\eta_0^2}{2\eta}\left(\frac{\sin\eta}{2\sqrt{\eta}}+\sqrt{\eta}\cos\eta\right),$$

то

$$\Delta(\eta)=x_1\frac{dx_2}{d\xi}-x_2\frac{dx_1}{d\xi}=\frac{\eta_0^2}{2}=const. \tag{16.6}$$

Решение неоднородного уравнения (16.2) ищем в виде:

$$x=c_1(\eta)\sqrt{\eta}\cos\eta+c_2(\eta)\sqrt{\eta}\sin\eta\ . \tag{16.7}$$

Согласно методу Лагранжа, функции $c_1(\eta)$ и $c_2(\eta)$, при начальных условиях (16.3), представляются интегралами:

$$c_1=-\frac{2}{\eta_0^2}\int_{\eta_0}^{\eta}\frac{\eta f(\eta)x_2(\eta)}{\Delta(\eta)}d\eta;\quad c_2=\frac{2}{\eta_0^2}\int_{\eta_0}^{\eta}\frac{\eta f(\eta)x_1(\eta)}{\Delta(\eta)}d\eta, \tag{16.8}$$

где $f(\eta)=\dfrac{F\eta_0^2}{m_0\gamma^2\eta^2}\sin\left[\dfrac{\omega}{\gamma}\left(\dfrac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)\right]$.

Используя (16.5), (16.6), (16.8), вместо (16.7), получаем:

$$x(\eta)=\frac{F}{c}\sqrt{\eta\cdot\eta_0}\left[a_1(\eta)\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)+a_2(\eta)\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)\right]. \tag{16.9}$$

Здесь

$$a_1(\eta)=\int_1^{\eta/\eta_0}\frac{\sin(\eta-\eta_0 y)}{\sqrt{y}}\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-\frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right)dy;$$

$$a_2(\eta)=\int_1^{\eta/\eta_0}\frac{\sin(\eta-\eta_0 y)}{\sqrt{y}}\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-\frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right)dy. \tag{16.10}$$

Коэффициент динамичности перемещений осциллятора $K_д$ определяем выражением:

$$K_д(\eta) = \frac{c}{F} \cdot \left[am\, x(\eta) \right],$$

обозначив через $am\, x(\eta)$ амплитуду колебаний.

Учитывая (16.9) и (16.10), приходим к следующей формуле коэффициента динамичности:

$$K_д(\eta) = \sqrt{\eta_0 \eta} \sqrt{a_1^2(\eta) + a_2^2(\eta)}, \qquad (16.11)$$

Интегралы (16.10) не выражаются через элементарные или затабулированные специальные функции, поэтому их приходится вычислять на компьютере.

Подчеркнем, что расчет $K_д$ по формуле (16.11) приводит к завышенным значениям этого коэффициента [4], [6], поскольку задача нестационарных колебаний решена без учета вязкости среды и рассеивания энергии в деформируемой пружине. По сути, (16.11) является верхней оценкой коэффициента динамичности. Но при быстром переходе через резонанс завышение коэффициента динамичности незначительно [4], [6].

Проанализируем численные результаты. Рассмотрим сначала случай, когда масса осциллятора возрастает. Для этого примем следующие исходные данные: $m_0 = 2$ кг; $c = 5000$ Н/м; $\frac{\omega}{\omega_0} = 0{,}5$ и разные значения γ. На рис. 16.1 нанесены коэффициенты динамичности, отмеченные цифрами 1,2,3, которые соответствуют значениям $\gamma = 0{,}2; 0{,}4; 0{,}8\ \text{с}^{-1}$.

При вышеуказанных исходных данных частота внешней силы ω совпадает со значением мгновенной частоты свободных колебаний осциллятора, когда $\eta / \eta_0 = 2$. При этом максимальное значение $K_д$ достигается не при $\eta / \eta_0 = 2$, а при больших соотношениях η / η_0, т.е. происходит смещение положения резонанса вправо. Величина смещения увеличивается с возрастанием γ и это сопро-

вождается уменьшением максимального K_∂, поскольку ускоряется прохождение области резонанса. После перехода через резонанс начинаются биения.

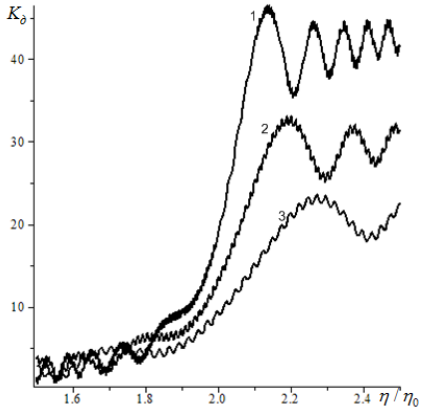


Рис. 16.1. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от безразмерного параметра η / η_0 при возрастании массы при разных γ

Коэффициенты динамичности осциллятора убывающей массы представлены на рис. 16.2. Они получены при следующих исходных данных: $m_0 = 2$ кг; $c = 1250$ Н/м; $\dfrac{\omega}{\omega_0} = 1,6$ и разных значениях γ. Цифрами 1,2,3 на рис. 16.2 отмечены графики K_∂, соответствующие значениям $\gamma = -0,2; -0,4; -0,8$ с$^{-1}$. Теперь равенство частот возмущающей силы и свободных колебаний осциллятора наступает при $\eta / \eta_0 = 0,625$, но на рис. 16.2 положение максимальных K_∂ (резонанса) смещено влево в сторону меньших отношений, чем $0,625$. С увеличением $|\gamma|$ (скорости прохождения резонанса) уменьшаются резонансные η / η_0 и K_∂.

Расчеты подтвердили, что вследствие изменения массы осциллятора он может попадать в область резонансных колебаний и при

постоянной частоте возмущающей силы. Использование метода ВБК сводит расчет коэффициента динамичности к интегралам от тригонометрических функций, которые вычисляется на компьютере. Прохождение через резонанс в осцилляторе возрастающей массы аналогично нестационарному резонансу в осцилляторе постоянных параметров под действием силы возрастающей частоты, а в осцилляторе убывающей массы – аналогично резонансу, вызванному действием силы убывающей частоты.

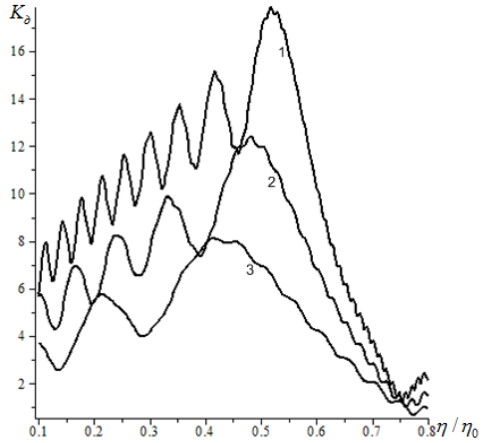


Рис. 16.2. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от безразмерного параметра η / η_0 при убывании массы при разных γ

Применяя ВБК – метод, построим далее решение задачи колебаний в уточненной постановке, с учетом реактивной и диссипативной сил. Линейное перемещение осциллятора $x(t)$ описываем дифференциальным уравнением

$$m_0 (1+\gamma t)\frac{d^2x}{dt^2} + (m_0\gamma\varepsilon + \mu)\frac{dx}{dt} + cx = F\sin(\omega t), \qquad (16.12)$$

в котором, кроме введенных выше обозначений: $0 \le \varepsilon \le 1$ – коэффициент реактивности, определяющий какая часть перемен-

ной массы создает реактивную силу; μ – коэффициент вязкого трения.

Отметим, что при $F = \varepsilon = 0$ однородное уравнение, соответствующее (16.12), решено в [9]. Аналитическое решение, при произвольных начальных условиях выражено в функциях Бесселя нецелого положительного и отрицательного индексов.

Введением новой переменной $\xi = 1 + \gamma t$ уравнение (16.12) преобразуем к форме:

$$\frac{d^2x}{d\xi^2} + \frac{\lambda}{\xi}\frac{dx}{d\xi} + \frac{\omega_0^2}{\gamma^2\xi}x = f(\xi), \qquad (16.13)$$

где $\lambda = \varepsilon + \frac{\mu}{m_0\gamma}$; $\omega_0 = \sqrt{\frac{c}{m_0}}$; $f(\xi) = \frac{F}{m_0\gamma^2\xi}\sin\left(\frac{\omega}{\gamma}(\xi - 1)\right)$.

При $\lambda = 0$ уравнение (16.13) переходит в (16.2).

Задачу Коши для уравнения (16.13) также решаем при начальных условиях (16.3).

Как отмечалось выше, фундаментальные решения $x_1(\xi)$ и $x_2(\xi)$ однородного уравнения:

$$\frac{d^2x}{d\xi^2} + \frac{\lambda}{\xi}\frac{dx}{d\xi} + \frac{\omega_0^2}{\gamma^2\xi}x = 0 \qquad (16.14)$$

выражается чрез функции Бесселя [9]. Но учитывая, что в технических расчетах обычно:

$$(\omega_0/\gamma)^2 >> 1, \qquad (16.15)$$

далее ограничимся приближенными выражениями $x_1(\xi)$ и $x_2(\xi)$. Их построим ВБК методом [8]. С точностью до слагаемых высшего порядка малости, указанный метод приводит к фундаментальным решениям:

$$x_1(\xi) = \eta^\beta \cos\eta; \quad x_2(\xi) = \eta^\beta \sin\eta, \qquad (16.16)$$

в которых $\eta = \eta_0 \sqrt{\xi}$; $\eta_0 = \dfrac{2}{|\gamma|}\omega_0$; $\beta = \dfrac{1}{2} - \lambda$.

Используя метод вариации произвольных постоянных, решение неоднородного уравнения (16.13) ищем в виде

$$x(\xi) = c_1(\xi)x_1(\xi) + c_2(\xi)x_2(\xi), \qquad (16.17)$$

где

$$c_{1,2}(\xi) = \mp\int \frac{x_{2,1}(\xi) f(\xi)}{\Delta(\xi)} d\xi. \qquad (16.18)$$

Поскольку:

$$\frac{dx_1}{d\xi} = \frac{\eta_0^2 \eta^\beta}{2\eta}\left(\frac{\beta}{\eta}\cos\eta - \sin\eta\right); \quad \frac{dx_2}{d\xi} = \frac{\eta_0^2 \eta^\beta}{2\eta}\left(\frac{\beta}{\eta}\sin\eta + \cos\eta\right),$$

то

$$\Delta(\xi) = \begin{vmatrix} x_1 & x_2 \\ \dfrac{dx_1}{d\xi} & \dfrac{dx_2}{d\xi} \end{vmatrix} = \frac{1}{2}\eta_0^2 \eta^{2\beta-1}. \qquad (16.19)$$

Учитывая начальные условия (16.3), выражения (16.15), (16.16), (16.18), (16.19) и соотношение $d\xi = \dfrac{2\eta}{\eta_0^2} d\eta$, находим, что:

$$c_1(\xi) = -\frac{F}{c}\int_{\eta_0}^{\eta} \frac{\sin\eta}{\eta^\beta} \sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2} - 1\right)\right] d\eta \ ;$$

$$c_2(\xi) = \frac{F}{c}\int_{\eta_0}^{\eta} \frac{\cos\eta}{\eta^\beta} \sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2} - 1\right)\right] d\eta \ . \qquad (16.20)$$

Согласно (16.16), (16.17) и (16.20), перемещения осциллятора определяются выражением:

$$x(\eta) = \frac{F\eta_0}{c}\left(\frac{\eta}{\eta_0}\right)^\beta \left[a_1(\eta)\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2} - 1\right) + a_2(\eta)\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2} - 1\right)\right],$$

в котором

$$a_1(\eta) = \int_1^{\eta/\eta_0} \frac{\sin(\eta - y\eta_0)}{y^\beta} \cos\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2 - \frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right) dy;$$

$$a_1(\eta) = \int_1^{\eta/\eta_0} \frac{\sin(\eta - y\eta_0)}{y^\beta} \sin\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2 - \frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right) dy. \qquad (16.21)$$

Вычисление коэффициента динамичности сводится к формуле

$$K_\partial = \frac{c}{F} am(x) = \eta_0 \left(\frac{\eta}{\eta_0}\right)^\beta \sqrt{a_1^2(\eta) + a_2^2(\eta)}. \qquad (16.22)$$

Интегралы (16.21) не выражаются через известные затабулированные функции и их приходится вычислять на компьютере.

Отметим, что при $\mu = \varepsilon = 0, \beta = 1/2$ выражения (16.21), (16.22) совпадают с выражениями (16.10), (16.11), т.е. являются обобщением предыдущих расчетных формул.

Итак, расчет коэффициента динамичности, с учетом реактивной и диссипативной сил, в нестационарном резонансе сводится к применению формул (16.21) и (16.22).

Проанализируем численные результаты. Расчет колебаний осциллятора возрастающей массы проводим, используя следующие исходные данные: $m_0 = 2$ кг; $c = 5000$ Н/м; $\frac{\omega}{\omega_0} = 0{,}5$. На рис. 16.3 представлены зависимости, полученные при $\gamma = 0{,}2$ с$^{-1}$, $\varepsilon = 0$. Цифрам 1,2,3 соответствуют значения коэффициента динамичности, полученные при $\mu = 1,3,5$ Нс/м. Расчет показывает, что значения K_∂ существенно зависят от значения μ. Максимума амплитуды резонансных колебаний достигают не при $\eta/\eta_0 = 2$, а при больших отношениях η/η_0. Происходит смещение области резонанса вправо.

Смещение увеличивается с увеличением γ, что подтверждается графиками на рис. 16.4, которые получены при $\gamma = 0{,}8$ с$^{-1}$. Здесь коэффициенты динамичности меньше, чем на рис. 16.3, ибо уско-

ряется прохождение резонанса, т.е. осциллятор совершает резонансные колебания на более коротком промежутке времени.

На рис. 16.5 представлены $K_д$, вычисленные без учета силы вязкого сопротивления при разных ε. Цифрам 1,2,3 соответствуют значения $\varepsilon = 0; 0,5; 1$. Реактивная сила несколько уменьшает коэффициент динамичности в осцилляторе возрастающей массы, но в целом ее влияние незначительно.

Расчет колебаний осциллятора убывающей массы проводили, используя следующие числовые данные: $m_0 = 2$ кг; $c = 1250$ Н/м; $\frac{\omega}{\omega_0} = 1,6$. На рис. 16.6 представлены зависимости, полученные при $\gamma = -0,2$ с$^{-1}$, $\varepsilon = 0$. Цифры 1,2,3 соответствуют значениям коэффициента вязкого сопротивления $\mu = 1,3,5$ Нс/м. Коэффициент динамичности существенно зависит от μ.

Эта зависимость несколько ослабевает с увеличением $|\gamma|$, что подтверждается графиками на рис. 16.7, которые получены при $\gamma = -0,8$ с$^{-1}$.

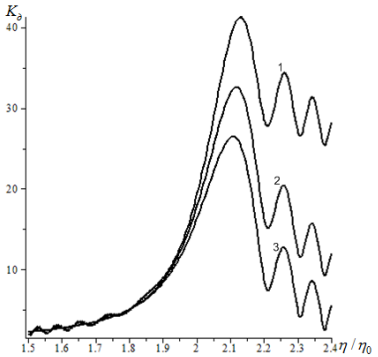


Рис. 16.3. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от η / η_0 при $\varepsilon = 0$; $\gamma = 0,2$ с$^{-1}$ и разных μ

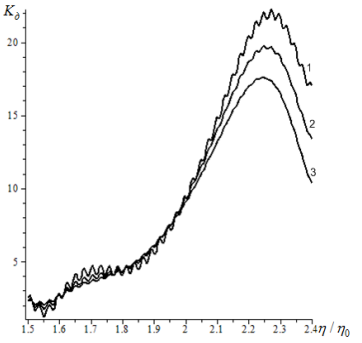


Рис. 16.4. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от η / η_0 при $\varepsilon = 0$; $\gamma = 0,8$ с$^{-1}$ и разных μ

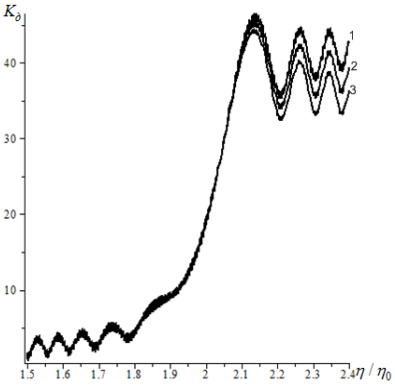


Рис. 16.5. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от η / η_0 при $\mu = 0$; $\gamma = 0,2$ с$^{-1}$ и разных ε

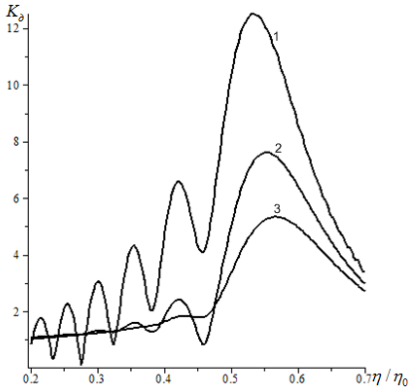


Рис. 16.6. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от η / η_0 при $\varepsilon = 0$; $\gamma = -0,2$ с$^{-1}$ и разных μ

Характерно, что в осцилляторе убывающей массы максимальные амплитуды колебаний достигаются не при $\eta / \eta_0 = 0,625$, когда совпадают частоты, а при меньших отношениях η / η_0. Происходит смещение резонансной области влево.

На рис. 16.8 показаны зависимости K_∂ от ε. Графики, отмеченные цифрами 1,2,3, соответствуют значениям $\varepsilon = 0; 0,5; 1$. Коэффициент динамичности возрастает с увеличением реактивной силы в осцилляторе убывающей массы, причем влияние ε на K_∂ более существенно, чем на рис. 16.5.

Вычисления показывают, что амплитуды колебаний осциллятора в нестационарном резонансе существенно зависят от силы вязкого трения. Максимум коэффициента динамичности достигается не при равенстве частоты возмущающей силы и мгновенной собственной частоты осциллятора, а при некотором смещении отношения частот вправо при возрастании массы и влево – при ее убывании. Реактивная сила уменьшает амплитуды колебаний в осцилляторе возрастающей массы, а при убывании массы – увели-

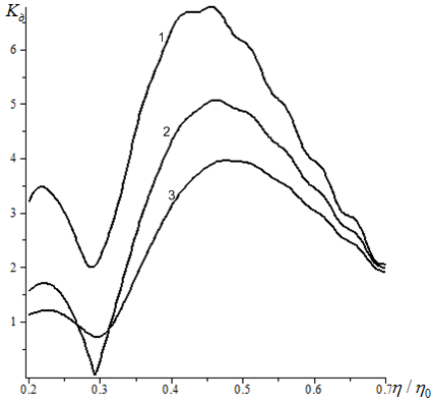


Рис. 16.7. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от η / η_0 при $\varepsilon = 0$; $\gamma = -0{,}8$ с$^{-1}$ и разных μ

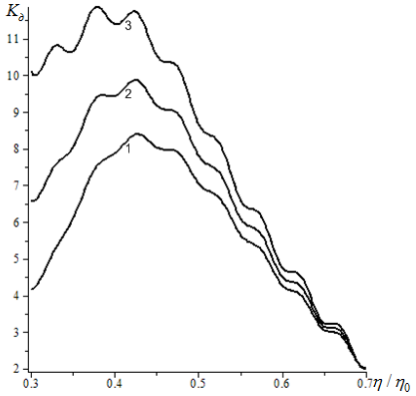


Рис. 16.8. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от η / η_0 при $\mu = 0$; $\gamma = -0{,}8$ с$^{-1}$ и разных ε

чивает их. С увеличением модуля скорости изменения массы осциллятора, происходит уменьшение максимальных амплитуд колебаний в нестационарном резонансе.

Уточним далее изложенные выше приближенные результаты. С этой целью построим точное решение задачи резонансных колебаний с помощью цилиндрических функций.

Рассмотрим сначала простейший случай, когда задача Коши представляется выражениями (16.2), (16.3). Фундаментальными решениями однородного уравнения (16.4), следующего из (16.3), являются:

$$x_1(\eta) = \eta J_1(\eta); \quad x_2(\eta) = \eta Y_1(\eta), \tag{16.23}$$

где $J_1(\eta)$, $Y_1(\eta)$ – функции Бесселя и Неймана индекса единица.

Продифференцируем по ξ решения (16.23). Поскольку [10]:

$$\frac{d}{d\xi} = \frac{\eta_0^2}{2\eta}\frac{d}{d\eta}; \quad \frac{d}{d\eta}\left[\eta J_1(\eta)\right] = \eta J_0(\eta); \quad \frac{d}{d\eta}\left[\eta Y_1(\eta)\right] = \eta Y_0(\eta);$$

$J_0(\eta), Y_0(\eta)$ – функции Бесселя и Неймана нулевого индекса, то:

$$\frac{dx_1}{d\xi} = \frac{\eta_0^2}{2} J_0(\eta); \quad \frac{dx_2}{d\xi} = \frac{\eta_0^2}{2} Y_0(\eta). \tag{16.24}$$

Составленный из (16.23) и (16.24) определитель Вронского равен [10]:

$$\Delta = x_1 \frac{dx_2}{d\xi} - x_2 \frac{dx_1}{d\xi} = \frac{\eta_0^2 \eta}{2}\left[J_1(\eta) Y_0(\eta) - J_0(\eta) Y_1(\eta)\right] = \frac{\eta_0^2}{\pi}. \tag{16.25}$$

Решение неоднородного уравнения (16.3) ищем в виде:

$$x = c_1(\eta) \cdot \eta J_1(\eta) + c_2(\eta) \cdot \eta Y_1(\eta), \tag{16.26}$$

где согласно методу вариации произвольных постоянных:

$$c_{1,2}(\eta) = \mp \frac{2}{\eta_0^2} \int_{\eta_0}^{\eta} \frac{\eta f(\eta) x_{2,1}}{\Delta} d\eta; \tag{16.27}$$

$$f(\eta) = \frac{F\eta_0^2}{m_0 \gamma^2 \eta^2} \sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2} - 1\right)\right].$$

Учитывая (16.23) и (16.25), интегралы (16.27) преобразуем к форме:

$$c_{1,2}(\eta) = \mp \frac{\pi \eta_0 F}{2c} g_{1,2}(\eta);$$

$$g_1(\eta) = \int_1^{\eta/\eta_0} \sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2 - 1\right)\right] Y_1(\eta_0 y)\, dy;$$

$$g_2(\eta) = \int_1^{\eta/\eta_0} \sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2 - 1\right)\right] J_1(\eta_0 y)\, dy. \tag{16.28}$$

Учитывая (16.28), вместо (16.26), получаем:

$$x(\eta)=\frac{\pi F}{2c}\eta\eta_0\left[b_1(\eta)\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)+b_2(\eta)\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)\right].$$

Здесь

$$b_1(\eta)=\int_1^{\eta/\eta_0}\left[J_1(y\eta_0)Y_1(\eta)-J_1(\eta)Y_1(y\eta_0)\right]\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-\frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right)dy;$$

$$b_2(\eta)=\int_1^{\eta/\eta_0}\left[J_1(y\eta_0)Y_1(\eta)-J_1(\eta)Y_1(y\eta_0)\right]\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-\frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right)dy. \qquad (16.29)$$

Переход через резонанс характеризуем коэффициентом динамичности

$$K_д(\eta)=\frac{c}{F}am(x)=\frac{\pi}{2}\eta\eta_0\sqrt{b_1^2(\eta)+b_2^2(\eta)}. \qquad (16.30)$$

Численные результаты и их анализ. Рассмотрим случай, когда масса осциллятора возрастает. Для этого примем следующие исходные данные: $m_0=2$ кг; $c=5000$ Н/м; $\frac{\omega}{\omega_0}=0,5$ и разные значения γ. На рис. 16.9 нанесены коэффициенты динамичности, отмеченные цифрами 1,2,3, которые соответствуют значениям $\gamma=0,2;0,4;0,8\,\text{с}^{-1}$. Расчет проведен по формулам (16.29), (16.30).

Для принятых исходных данных постоянная частота возмущающей силы ω совпадает со значением мгновенной частоты свободных колебаний осциллятора, когда $\eta/\eta_0=2$. Но максимальный $K_д$ достигается не при $\eta/\eta_0=2$, а – при больших соотношениях η/η_0, т.е. происходит смещение вправо положения резонанса. Величина смещения возрастает с увеличением γ, но при этом происходит уменьшение максимального $K_д$, поскольку убыстряется прохождение области резонанса. После прохождения через резо-

нанс начинаются биения. Исследование показало, что переход через параметрический резонанс в осцилляторе возрастающей массы является качественно подобным случаю нестационарного резонанса в классическом осцилляторе при возрастающей частоте возмущающей силы [4-6].

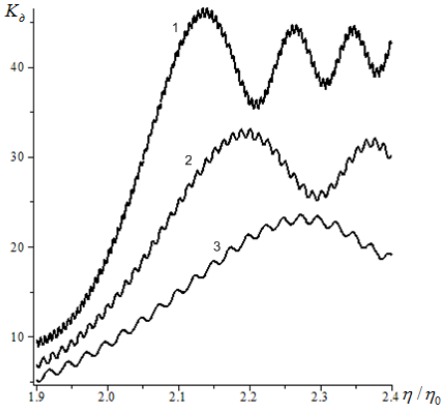


Рис. 16.9. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от безразмерного параметра η / η_0 при возрастании массы с разными γ

Коэффициенты динамичности осциллятора убывающей массы представлены на рис. 16.10. Они получены по (16.28), (16.30) при следующих исходных данных: $m_0 = 2$ кг; $c = 1250$ Н/м; $\dfrac{\omega}{\omega_0} = 1,6$ и разных значениях γ. Цифрами 1,2,3 на рис. 16.10 отмечены графики $K_д$, что соответствуют значениям $\gamma = -0,2; -0,4; -0,8$ с$^{-1}$. Теперь равенство частот возмущающей силы и свободных колебаний осциллятора наступает при $\eta / \eta_0 = 0,625$, но на рис. 16.10 положение максимальных $K_д$ (резонанса) смещено влево в сторону меньших отношений, чем $0,625$. С увеличением $|\gamma|$ (скорости прохождения резонанса) уменьшаются резонансные

η / η_0 и K_∂. Картина прохождения через резонанс в осцилляторе убывающей массы качественно оказывается такой, как в классическом линейном осцилляторе при уменьшении частоты возмущающей силы [4-6].

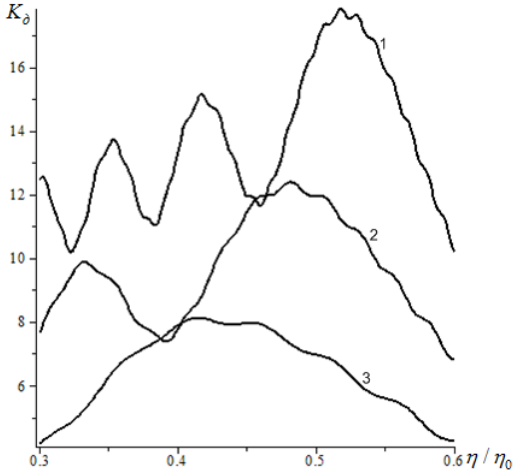


Рис. 16.10. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от безразмерного параметра η / η_0 при убывании массы с разными γ

Графики K_∂ на рис. 16.1 и 16.2 рассчитаны по формулам (16.10), (16.11), а на рис. 16.9 и 16.10 – по формулам (16.28), (16.30) для одних и тех же исходных данных. Между результатами наблюдается хорошие, не только качественные, но и количественные соответствия. Таким образом, расчеты с помощью точного решения подтвердили малые погрешности приближенных решений, полученных ВБК - методом.

Обобщим построенные точные решения учетом вязкого трения и реактивной силы, когда задач Коши сводится к выражениям (16.3), (16.13).

Фундаментальные решения $x_1(\xi)$ и $x_2(\xi)$ однородного уравнения (14) представляем в виде:

$$x_1 = \eta^{\nu} J_{\nu}(\eta); \quad x_2 = \eta^{\nu} Y_{\nu}(\eta), \tag{16.31}$$

где $\nu = 1 - \lambda$; $J_{\nu}(\eta), Y_{\nu}(\eta)$ – функции Бесселя и Неймана индекса ν.

Продифференцируем по ξ решения (16.31). Поскольку [10]:

$$\frac{d}{d\xi} = \frac{\eta_0^2}{2\eta}\frac{d}{d\eta}; \quad \frac{d}{d\eta}\left[\eta^{\nu} J_{\nu}(\eta)\right] = \eta^{\nu} J_{\nu-1}(\eta);$$

$$\frac{d}{d\eta}\left[\eta^{\nu} Y_{\nu}(\eta)\right] = \eta^{\nu} Y_{\nu-1}(\eta);$$

$J_{\nu-1}(\eta), Y_{\nu-1}(\eta)$ – функции Бесселя и Неймана индекса $\nu - 1$, то:

$$\frac{dx_1}{d\eta} = \eta^{\nu} J_{\nu-1}(\eta); \quad \frac{dx_2}{d\eta} = \eta^{\nu} Y_{\nu-1}(\eta). \tag{16.32}$$

Составленный из (16.31) и (16.32) определитель Вронского равен [10]:

$$\Delta = x_1\frac{dx_2}{d\eta} - x_2\frac{dx_1}{d\eta} = \eta^{2\nu}\left[J_{\nu}(\eta)Y_{\nu-1}(\eta) - J_{\nu-1}(\eta)Y_{\nu}(\eta)\right] =$$

$$= \eta^{2\nu}\frac{2}{\pi\eta}, \ \Delta_1(\xi) = \frac{\eta_0^2}{\pi}\eta^{2\nu-2}. \tag{16.33}$$

Решение неоднородного уравнения (16.13) ищем в виде:

$$x = c_1(\eta)\cdot\eta^{\nu} J_{\nu}(\eta) + c_2(\eta)\cdot\eta^{\nu} Y_{\nu}(\eta), \tag{16.34}$$

где согласно методу вариации произвольных постоянных:

$$c_{1,2} = \mp\frac{\pi F \eta_0}{2c\eta_0^{\nu-1}} g_{1,2}(\eta);$$

$$g_1(\eta) = \int_1^{\eta/\eta_0} \frac{Y_{\nu}(\eta_0 y)}{y^{\nu-1}} \sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2 - 1\right)\right] dy;$$

$$g_2(\eta)=\int_1^{\eta/\eta_0}\frac{J_\nu(\eta_0 y)}{y^{\nu-1}}\sin\left[\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-1\right)\right]dy\,. \qquad (16.35)$$

При получении (16.35) использовали выражения (16.27), (16.31), (16.33).

Согласно (16.34) и (16.35), вынужденные колебания осциллятора описываются решением

$$x(\eta)=\frac{\pi F\eta_0^2}{2c}\left(\frac{\eta}{\eta_0}\right)^\nu\left[b_1(\eta)\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)+b_2(\eta)\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(\frac{\eta^2}{\eta_0^2}-1\right)\right],$$

в котором

$$b_1(\eta)=\int_0^{\eta/\eta_0}\frac{1}{y^{\nu-1}}\left[J_\nu(y\eta_0)Y_\nu(\eta)-J_\nu(\eta)Y_\nu(y\eta_0)\right]\cos\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-\frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right)dy,$$

$$b_2(\eta)=\int_0^{\eta/\eta_0}\frac{1}{y^{\nu-1}}\left[J_\nu(y\eta_0)Y_\nu(\eta)-J_\nu(\eta)Y_\nu(y\eta_0)\right]\sin\frac{\omega}{\gamma}\left(y^2-\frac{\eta^2}{\eta_0^2}\right)dy. \qquad (16.36)$$

Переход через резонанс характеризуем коэффициентом динамичности

$$K_\partial(\eta)=\frac{c}{F}am(x)=\frac{\pi\eta_0^2}{2}\left(\frac{\eta}{\eta_0}\right)^\nu\sqrt{b_1^2(\eta)+b_2^2(\eta)}. \qquad (16.37)$$

Формулы (16.36), (16.37) являются обобщением (16.29), (16.30). Первые переходят во вторые при $\mu=\varepsilon=0;\ \nu=1$.

Для проведения расчетов, как прежде, принимаем: $m_0=2$ кг; $c=5000$ Н/м; $\frac{\omega}{\omega_0}=0{,}5$. На рис. 16.11 представлены зависимости, полученные по (16.35), (16.37) при $\gamma=0{,}4\ \text{с}^{-1}$, $\varepsilon=0{,}5$. Цифрам 1,2,3 соответствуют значения коэффициента динамичности, полученные при $\mu=2,4,6$ Нс/м. Расчет показывает, что значения K_∂

существенно зависят от значения μ. Максимума амплитуды резонансных колебаний достигают не при $\eta / \eta_0 = 2$, когда частота возмущающей силы равна мгновенной собственной частоте осциллятора, а при больших отношениях η / η_0. Происходит смещение области резонанса вправо.

Зависимости $K_д$ от η / η_0, вычисленные при $\gamma = 0{,}9\ \text{с}^{-1}$ и прежних остальных исходных данных, нанесены на рис. 16.12. Увеличение скорости изменения массы ускорило прохождение резонанса и привело к уменьшению значений коэффициента динамичности.

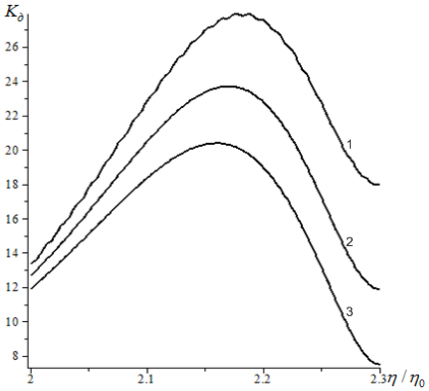


Рис. 16.11. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от η / η_0 при $\varepsilon = 0{,}5$; $\gamma = 0{,}4\ \text{с}^{-1}$ и разных μ

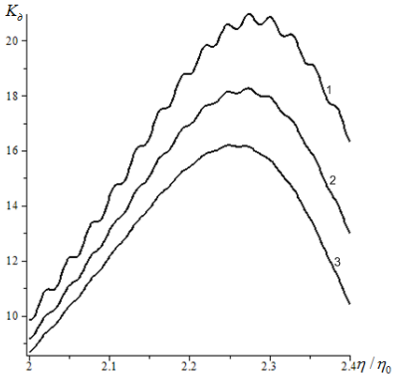


Рис. 16.12. Зависимости коэффициента динамичности $K_д$ от η / η_0 при $\varepsilon = 0{,}5$; $\gamma = 0{,}9\ \text{с}^{-1}$ и разных μ

Расчет колебаний осциллятора убывающей массы проводили по (16.35), (16.37), используя следующие числовые данные: $m_0 = 2$ кг; $c = 1250$ Н/м; $\dfrac{\omega}{\omega_0} = 1{,}6$. На рис. 16.13 представлены зависимости, полученные при $\gamma = -0{,}4\ \text{с}^{-1}$, $\varepsilon = 0$. Цифры 1,2,3 соответствуют значениям коэффициента вязкого сопротивления

$\mu = 2,4,6$ Нс/м. Коэффициент динамичности существенно зависит от μ, что наблюдалось и при увеличении массы.

Характерно, что в осцилляторе убывающей массы максимальные амплитуды колебаний достигаются не при $\eta / \eta_0 = 0,625$, когда имеет место равенство частот, а при меньших отношениях η / η_0. Происходит смещение резонансной области влево.

Графики K_∂ на рис. 16.14 получены при $\gamma = -0,9\ \text{с}^{-1}$ и прежних остальных исходных данных. Здесь значения коэффициента динамичности меньше, чем на рис. 16.13. Их максимумы сильнее смещены влево в сторону меньших отношений η / η_0.

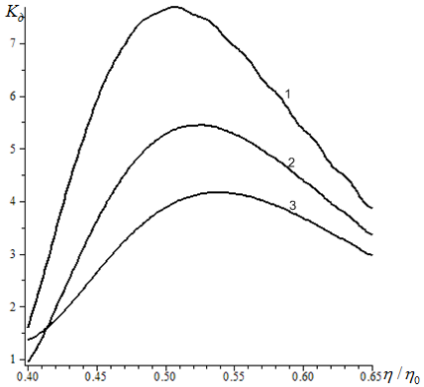


Рис. 16.13. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от η / η_0 при $\varepsilon = 0$; $\gamma = -0,4\ \text{с}^{-1}$ и разных μ

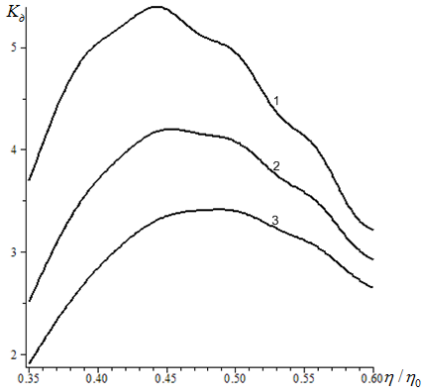


Рис. 16.14. Зависимости коэффициента динамичности K_∂ от η / η_0 при $\varepsilon = 0$; $\gamma = -0,9\ \text{с}^{-1}$

Расчеты по формулам (16.35), (16.37) подтвердили те закономерности резонансных колебаний, к которым приводят приближенные решения (16.21), (16.22). При этом расчет с помощью точных решений происходит гораздо медленней, чем с помощью приближенных решений. Итак, при соблюдении неравенства

(16.15) точность ВБК метода вполне достаточна для проведения инженерных расчетов резонансных колебаний осциллятора.

16.3. Выводы.

Исследование нестационарного резонанса в линейной системе переменной массы с одной степенью свободы при постоянной частоте возмущающей силы показало, что:

1. Амплитуды колебаний осциллятора существенно зависят от силы вязкого трения, особенно при медленном прохождении через резонанс.
2. Максимум коэффициента динамичности достигается не при равенстве частоты возмущающей силы мгновенной собственной частоте осциллятора, а при некотором смещении отношения частот вправо при возрастании массы и влево – при ее убывании.
3. Коэффициент динамичности уменьшается при возрастании модуля скорости изменения массы осциллятора.
4. Качественно прохождение через резонанс в осцилляторе возрастающей массы аналогично нестационарному резонансу в осцилляторе постоянных параметров при разгоне, а в осцилляторе с убывающей массой – при выбеге.

Список литературы:

1. Митропольский Ю. А. Нестационарные процессы в нелинейных колебательных системах / Ю. А. Митропольский. – К.: Изд-во АН УССР, 1955. – 283 с.
2. Голоскоков Е. Г. К вопросу о переходе через резонанс упругих систем / Е. Г. Голоскоков, А. П. Филиппов // Труды ХПИ им. Ленина. Сер. Инж.-физ. – Х.: ХПИ, 1958. – Т. XIV. – Вып. 3. – С. 121 – 127.
3. Голоскоков Е. Г. Изгибные колебания дисков под действием сил переменной частоты / Е. Г. Голоскоков // Изв. ВУЗОВ СССР. Машиностроение – 1958. –№ 7-8. – С. 23 – 32.
4. Голоскоков Е. Г. Нестационарные колебания механических систем / Е. Г. Голоскоков, А. П. Филиппов. – К.: Наукова думка, 1966. – 334 с.

5. Goloskokov E. G. Einstationare Schwingungen mechanischer Systeme / E. G. Goloskokov, A. P. Filippov. – Berlin: Academie-Verlag, – 1971. – 352 p.

6. Голоскоков Е. Г. Нестационарные колебания деформируемых систем / Е. Г. Голоскоков, А. П. Филиппов. – К.: Наукова думка, 1977. – 339 с.

7. Бессонов А. П. Основы динамики механизмов с переменной массой звеньев. / А. П. Бессонов – М.: Наука, 1967. – 267 с.

8. Камке Э. Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям / Э. Камке – М. : Наука, 1976. – 576 с.

9. Cveticanin L. Dynamics of Machines with Variable mass / L. Cveticanin. Taylor & Francis Ltd. – 1998. – 300p.

10. Абрамовиц А. Справочник по специальным функциям (с формулами, графиками и математическими таблицами) / А. Абрамовиц, И. Стиган. – М.: Наука, 1979. – 832 с.

ГЛАВА 17

РЕШЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЗАДАЧ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ДЛЯ КОРПУСОВ СПУТНИКОВ ПРИ ИХ ДВИЖЕНИИ ПО ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЕ

17.1. Введение

Развитие космической техники требует применения новых подходов к проектированию конструктивных элементов летательных аппаратов (ЛА) и систем управления. Как известно, тепловые процессы, имеющие место в корпусах ЛА, характеризируются значительной неравномерностью, и существенным образом влияют на установленные в них приборы и аппаратуру. Особенно критичным является влияние температуры на блоки волоконно-оптических гироскопов (ВОГ): значительное переохлаждение или стремительный нагрев могут приводить к деформациям оптоволоконных трубок, тем самым внося существенные погрешности в измеряемый вектор состояния, что приведет к ухудшению качества управления. Задача является актуальной в связи с тем, что в настоящее время происходит интенсивный переход от механических гироскопов к волоконно-оптическим. Таким образом, на этапе разработки возникает необходимость определения и исследования характеристик температурного поля, которые в дальнейшем будут использованы при моделировании работы системы управления.

Для проведения наземных тепловых испытаний модуля с целью построения компенсационной модели ошибок измерений, зависящих от температуры датчика, на этапе планирования необходимо определить рабочий диапазон температур, который будет реализован при орбитальном движении спутника. Данные температур и их градиентов, полученных при полетах, которые проводились в других условиях и на других орбитах, нельзя непосредственно использовать при проектировании. Воспользоваться такими данными можно только для оценки адекватности построенной расчетной модели теплового состояния спутника. Таким образом, именно расчетная модель позволит сегодня на этапе проектирования ответить на вопросы: в каких температурных условиях будет функционировать измерительный прибор при движении на заданной орбите и в каком температурном диапазоне нужно проводить калибровку датчиков. Таким образом, решение задачи теплопроводности является важной частью подготовки проектирования автоматической системы управления.

Предложенный метод позволит провести натурные эксперименты в температурных камерах для корпусов спутников и определить тип устанавливаемых датчиков, зоны значительного остывания и нагрева ЛА, предложить методы перераспределения тепловой энергии на корпусе спутника с целью поддержания необходимого температурного диапазона в районе блоков гироскопов, что повысит качество управления [1].

Для достижения поставленной цели на кафедре систем и процессов управления разработано алгоритмическое и программное обеспечение, позволяющее учесть реальную, часто довольно сложную, геометрию краевых и начальных условий для корпуса спутника при его движении по заданной орбите. В основу разработки положен метод конечных элементов (МКЭ). Предложено применение эффективных методов построения базисных функций, методов интегрирования по элементу, вычисления компонентов локальных и глобальных матриц.

17.2. Описание задачи

Спутник, схема корпуса которого приведена на рис. 17.1, находится на высокой орбите Земли, высота которой 700 км, с периодом обращения 100 мин.

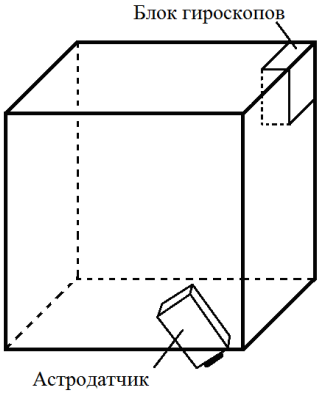


Рис. 17.1. Схема корпуса спутника типа "«Сич-2»

В момент отделения от ракеты-носителя спутник направлен сканирующим устройством на Землю, астродатчиком - на Солнце. Корпус спутника представляет собой полый параллелепипед, толщина стенки которого $\delta = 20$ мм., длина внешней грани - $a = 740$ мм., внутренней - $b = 700$ мм. Весь корпус спутника изготовлен из дюралюминия с коэффициентами теплопроводности, равными по всем направлениям:

$$k_x = k_y = k_z = 160\, Вт / мм \cdot К$$

Плотность материала - $\rho = 2500\ кг/м^3$. В течение всего периода обращения сканер не меняет своего положения, то есть всегда направлен на Землю. Корпус спутника осуществляет сканирующие колебания земной поверхности в диапазоне угла $\alpha = 30^o$ с периодом $T_1 = 10$ мин. Спутник периодически входит в зону тени Земли, угол которой составляет $\gamma = 100^\circ$. Схема движения представлена на рис. 17.2.

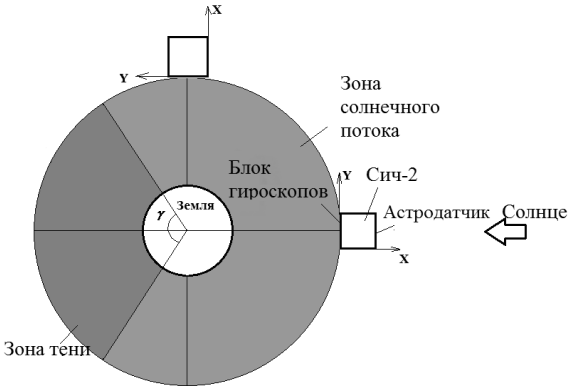


Рис. 17.2. Схема вращения искусственного спутника Земли «Сич-2»

Известно [2], что на солнечной стороне теплообмен происходит по закону Неймана, а на теневой стороне - по закону Стефана-Больцмана. На внутренних поверхностях корпуса спутника передача тепловой энергии происходит путем радиационного излучения. На отдаленных орбитах интенсивность теплового (солнечного) потока составляет $\overline{q} = 133.6\, Bm / \text{мм}^2$ [2].

17.3. Математическая постановка задачи

Решаем задачу трехмерной нестационарной теплопроводности [3] в замкнутой области Ω, ограниченной поверхностью S, которая задается уравнением вида:

$$u_t = k_x u_{xx} + k_y u_{yy} + k_z u_{zz} + f(x, y, z, t), \qquad (17.1)$$

где *u(x, y, z, t)* - неизвестная функция распределения температуры; *f(x, y, z, t)* - функция распределения тепловых источников; *kx*, *ky* , *kz* - коэффициенты теплопроводности в направлениях осей *OX*, *OY*, *OZ* соответственно. Краевые условия второго рода (тепловые потоки) на некоторой поверхности S_2 имеют вид: $\frac{\partial u}{\partial n}|_{S_2} = q(t)$, где

$\frac{\partial u}{\partial n}$ - проекция температурного градиента на нормаль к поверхности S_2, $q(t)$ - интенсивность теплового потока. Краевые условия четвертого рода (радиационный теплообмен) имеют вид: $\frac{\partial u}{\partial n}|_{s3} = Ae\delta(T_1^4 - T_2^4)$, где A - площадь поверхности, на которой происходит радиационный теплообмен с окружающей средой, e - коэффициент черноты, δ - константа Стефана - Больцмана, $\delta = 5.670373 \cdot 10^{-8}$, T_1 - температура тела на поверхности S_3, T_2 - температура окружающей среды.

Начальные условия принимаем:

$$u(x, y, z, 0) = \varphi(x, y, z), \tag{17.2}$$

где $\varphi(x, y, z)$ - функция начального распределения температуры в момент времени $t_0 = 0$.

17.4. Метод решения

Задачу будем решать методом конечных элементов [4], [5]. Проводя дискретизацию области на конечные элементы и применяя основные соотношения метода взвешенных невязок для каждого элемента, получим постановку трехмерной задачи нестационарной теплопроводности МКЭ [5]. Представим искомое решение в виде ряда:

$$u(x, y, z, t) = \sum_{i=1}^{n} u_i(t) N_i(x, y, z), \tag{17.3}$$

где $N_i(x, y, z) \mid i = 1, n$ - базисные функции (БФ), которые зависят от трех геометрических координат; $u_i(t)$ - нестационарное температурное распределение в узлах конечно-элементной сетки, которое является функцией времени. Построим взвешенные отклонения по области Ω, границе Γ_1, на которой заданы краевые условия 2 рода,

и границе Γ_2, на которой задан тепловой радиационный поток. Для того, чтобы точно найти решение задачи, требуем, чтобы сумма взвешенных невязок равнялась нулю [5], [4]:

$$\int_{\Omega} W_l R_{\Omega} d\Omega + \int_{\Gamma_1} \overline{W}_l R_{\Gamma_1} d\Gamma + \int_{\Gamma_2} \overline{\overline{W}}_l R_{\Gamma_2} d\Gamma = 0, \qquad (17.4)$$

где W_l - весовая функция для области, $\overline{W}_l$ - весовая функция для границы, где задан тепловой поток, $\overline{\overline{W}}_l$ - весовая функция для границы, где задано радиационное излучение. Для минимизации первого отклонения, подставим интерполяционный ряд (17.3) в дифференциальное уравнение теплопроводности (17.1). После этого получим:

$$\int_{\Omega} \sum_{i=1}^{n} \frac{du_i(t)}{dt} W_l N_i(x,y,z) d\Omega = \int_{\Omega} [k_x \sum_{i=1}^{n} u_i(t) W_l \frac{\partial^2 N_i(x,y,z)}{\partial x^2}] d\Omega +$$

$$+ \int_{\Omega} (k_y \sum_{i=1}^{n} u_i(t) W_l \frac{\partial^2 N_i(x,y,z)}{\partial y^2} + k_z \sum_{i=1}^{n} u_i(t) W_l \frac{\partial^2 N_i(x,y,z)}{\partial z^2}) d\Omega +$$

$$+ \int_{\Omega} f(x,y,z,t) W_l d\Omega \qquad (17.5)$$

Для минимизации взвешенных невязок теплового и радиационного потоков подставим интерполяционный ряд (17.3) для второго и третьего слагаемого выражения (17.4) соответственно:

$$\int_{\Gamma_1} \overline{W}_l (\vec{q} - \sum_{i=1}^{n} u_i(t) \frac{\partial N_i(x,y,z)}{\partial n}) d\Gamma = 0,$$

$$\int_{\Gamma_2} \overline{\overline{W}}_l (Ae\delta(T_1^4 - T_2^4) - \sum_{i=1}^{n} u_i(t) \frac{\partial N_i(x,y,z)}{\partial n}) d\Gamma.$$

Совместно минимизируем отклонение по области и границе с тепловым потоком, взяв граничные функции веса следующим образом:

$$W_l = -\overline{W}_l .$$

Применяя формулу Грина для правой части уравнения теплопроводности (17.5) с интерполяционным рядом (17.3), получим следующее выражение:

$$\left[\int_\Omega N_i N_j d\Omega \frac{du_i(t)}{dt}\right] = k_x\left[\int_\Omega \frac{\partial N_i}{\partial x}\frac{\partial N_j}{\partial x} d\Omega\right]u_i(t) + k_y\left[\int_\Omega \frac{\partial N_i}{\partial y}\frac{\partial N_j}{\partial y} d\Omega\right]u_i(t) +$$

$$k_z\left[\int_\Omega \frac{\partial N_i}{\partial z}\frac{\partial N_j}{\partial z} d\Omega\right]u_i(t) + \int_\Omega f(x,y,z,t)N_j d\Omega .$$

Для расчетов применим конечный элемент в виде правильного восьмивузлового параллелепипеда. Базисные функции выберем трилинейными:

$$\mathrm{N}_i = \left(\frac{x-x_j}{x_i-x_j}\right)\left(\frac{y-y_j}{y_i-y_j}\right)\left(\frac{z-z_j}{z_i-z_j}\right)$$

Введем локальную матрицу теплопроводности и матрицу от интегральных произведений базисных функций соответственно:

$$K_{ij} = k_x\left[\int_\Omega \frac{\partial N_i}{\partial x}\frac{\partial N_j}{\partial x} d\Omega\right] + k_y\left[\int_\Omega \frac{\partial N_i}{\partial y}\frac{\partial N_j}{\partial y} d\Omega\right] + k_z\left[\int_\Omega \frac{\partial N_i}{\partial z}\frac{\partial N_j}{\partial z} d\Omega\right],$$

$$P_{ij} = \int_\Omega N_i N_j d\Omega . \qquad (17.6)$$

Обобщенные термодинамические и поверхностные силы обозначим соответственно:

$$Q_j = \int_\Omega f(x,y,z,t)N_j d\Omega , \; S_j = \int_\Gamma qN_j d\Gamma . \qquad (17.7)$$

Обобщенные поверхностные силы, связанные с радиационным излучением, разобьем на две части - скалярную и матричную:

$$R^1{}_j = \int_\Gamma (Ae\delta(T_1{}^4 - T_2{}^4))N_j d\Gamma , \; R^2{}_j = u_j \int_\Gamma \left(\frac{\partial N_i}{\partial n}\right)N_j d\Gamma . \quad (17.8)$$

Подставляя полученные соотношения (17.6), (17.7), (17.8) в выражение для взвешенных невязок (17.4), получим векторно-матричную форму задачи теплопроводности:

$$P_{ij}\frac{du_j(t)}{dt} = (K_{ij} + R^2{}_j)u_j(t) + Q_j + S_j + R^1{}_j . \qquad (17.9)$$

Для интегрирования системы (17.9) используем метод Эйлера: представим производную узловой температуры через отношение конечных разностей:

$$\frac{du_i(t)}{dt} \approx \frac{u_i(t+\Delta t) - u(t)}{\Delta t} \qquad (17.10)$$

Подставим выражение производной узловой температуры (17.10) в выражение (17.9):

$$P_{ij}\frac{u_i(t+\Delta t) - u_i(t)}{\Delta t} = (K_{ij} + R^2{}_j)u_i(t+\Delta t) + Q_j + S_j + R^1{}_j$$

Выражая приращение температуры в момент времени $t+\Delta t$ через температуру в момент времени t, получим итерационную схему для решения полученной задачи:

$$(K_{ij} - \frac{P_{ij}}{\Delta t} + R^2{}_j)u_i(t+\Delta t) = -\frac{P_{ij}}{\Delta t}u_i(t) - Q_j + S_j + R^1{}_j$$

17.5. Исследование достоверности

Для подтверждения правильности работы разработанного программного средства сравним полученные результаты с данными аналитических и численных решений, полученных с помощью конечно-элементного пакета ANSYS. Одномерные и двумерные задачи моделируются как трехмерные с заданием одинаковых свойств по нескольким направлениям. Например, стержень представляется в виде вытянутого параллелепипеда.

Решим задачу нестационарной теплопроводности на фрагменте стержня, длина которого $l = 100\,мм$, ширина $b = 2\,мм$, высота

$h = 2\,мм$ [6], [7]. Коэффициент температуропроводности примем равным $a = 1$, коэффициент черноты - $e = 0.04$. На левом конце стержня поддерживается постоянная температура - $u(0,t) = 400\ ^{O}K$, на правом - задано радиационное излучение - $\partial u(l,t)/\partial x = Ae\delta T^4$, A - площадь поверхности, с которой происходит излучение. , T - текущая температура стержня на правом торце. Начальные условия – однородное распределение температуры по стержню, Т=400 ^{O}K. Коэффициент теплопроводности $k = 160\,\frac{Bm}{мм \cdot K}$.

Фрагмент конечно-элементной модели стержня приведен на рис. 17.3, шаг по сетке - 1 *мм.* Для расчетов после численных экспериментов выбран шаг по времени 1 *с*.

Найдем распределение температуры в момент времени 100 с, если температура окружающей среды $T_2 = 0\ ^{O}K$. Сравним результаты с данными, полученными пакетом ANSYS, приведенными на рис. 17.4: 1 - решение ПО, 2 - решение ANSYS. В табл. 17.1 представлено сравнение температуры, полученное в программном пакете ANSYS и в разработанном ПО, на краю стержня, где изменение температуры является существенным. Погрешность не превышает одного процента.

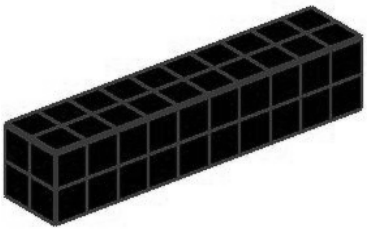


Рис. 17.3. Фрагмент КЭ сетки стержня

Для подтверждения правильности работы ПО для случая с краевыми условиями второго рода (тепловым потоком), рассмотрим аналогичную задачу следующего типа: на левом конце поддерживается постоянная температура $u(0,t) = 100\ ^{O}K$, на правом - задан тепловой поток $\partial u(l,t)/\partial x = 10\,Bm/мм^2$ [6]. Конечно-элементная

модель имеет такой же вид, как и в предыдущей задаче. Начальное распределение температуры $u(x,0) = \frac{-x(x-l)}{10} + 100 + \frac{x}{l}(50-100)$.

Найдем распределение температур в момент времени $t = 100$ с и сравним с аналитическим решением, которое представлено на рис. 17.5, где кривая 1 отвечает аналитическому решению, кривая 2 - решению, полученному с помощью разработанного ПО.

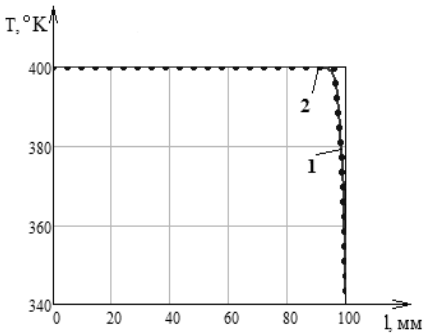


Рис. 17.4. Случай краевых условий четвертого рода

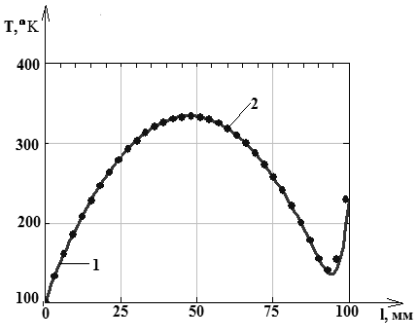


Рис. 17.5. Случай краевых условий второго рода

Таблица 17.1

Распределение температуры для задачи Стефана-Больцмана

Координата, мм	ПО, ^{o}K	Решение ANSYS, ^{o}K
94	399.536	399.537
95	398.936	398.936
96	397.559	399.559
97	394.419	392.419
98	386.911	385.911
99	371.517	369.517
100	343.955	341.955

17.6. Решение задачи нестационарной теплопроводности для спутника

Будем считать, что после отделения корпуса спутника от ракеты-носителя его начальная температура составляет $320\,^{o}K$. Для решения выше поставленной задачи построим конечно-элементную модель корпуса спутника, которая представляет собой полый параллелепипед. Число КЭ - 6400. Тактовый момент времени для интегрирования системы по времени был выбран $\tau = 50$ с. С целью уменьшения подвода тепловой энергии, поступающей от солнечного потока, в качестве материала выбран дюралюминий с коэффициентом черноты $e = 0.04$ [2]. Заменим модель движущегося спутника эквивалентной моделью неподвижного, в которой изменение интенсивности тепловых потоков и радиационного излучения зададим как функции от времени (с учетом периодов вращения и сканирования). Введем в рассмотрение грани, на которых происходит теплообмен (рис. 17.6). Зададим выражения тепловых потоков для поверхностей S_1, S_2, S_3, S_4, S_5, S_6, где S_3 - поверхность спутника, на которой размещено астродатчики (повернут к Солнцу в момент времени $t = 0$), S_4 - поверхность корпуса спутника, на которой размещен блок гироскопов.

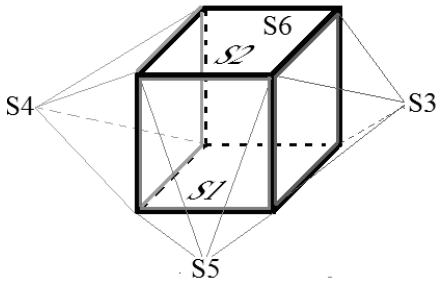


Рис. 17.6. Тепловые грани

Для поверхности S_3 закон изменения количества тепла при вращении спутника по орбите с изменением угла от нуля до $90\,^{O}$ (рис. 17.2):

$$Q = \vec{q}\cos(2t\pi / T)\cos(\varphi),$$
$$\varphi = (\pi / 6)\sin(2t\pi / T_1),$$

где Q - количество теплоты, которое поверхность принимает от Солнца, t - текущий момент времени; T - период обращения спут-

ника вокруг Земли, $T = 6000$ с.; $\vec{q}$ - интенсивность теплового потока, φ - угол, характеризующий колебания в процессе сканирования, T_1 - период колебаний при сканировании, $T_1 = 600$ с. При этом же диапазоне орбитальных углов на поверхностях S_4 и S_6 - происходит радиационный теплообмен, так как они находятся в тени. Поверхности S_1 и S_2 поочередно входят и выходят в собственную тень спутника: когда одна из граней направлена на Солнце, закон изменения количества тепла имеет вид:

$$Q = \vec{q}\cos(2t\pi / T)\sin(\varphi),$$

а другая охлаждается радиационным излучением; для поверхности S_5:

$$Q = \vec{q}\sin(2t\pi / T).$$

Для диапазона орбитального угла [90, 130] закон изменения количества тепла для поверхностей S_4 и S_5 получаем соответственно:

$$Q = \vec{q}\cos(2t\pi / T)\cos(\varphi),\ Q = \vec{q}\sin(2t\pi / T).$$

S_3 и S_6 находятся в тени и остывают аналогично предыдущим граням. Закон изменения количества теплоты для S_1 и S_2:

$$Q = \vec{q}\cos(2t\pi / T)\sin(\varphi),$$

как и в предыдущем случае. При входе космического аппарата в зону тени (диапазон орбитального угла [130, 230]) на всех гранях происходит охлаждение по закону Стефана-Больцмана. После выхода аппарата из зоны тени законы теплообмена на поверхностях строятся аналогичным образом. Для диапазона орбитального угла [230,270] на грани S_4 - $Q = \vec{q}\cos(2t\pi / T)\cos(\varphi)$, S_6 - $Q = \vec{q}\sin(2t\pi / T)$, S_1 и S_2 - $Q = \vec{q}\cos(2t\pi / T)\sin(\varphi)$, S_3 и S_5 находятся в тени и охлаждаются. Для диапазона орбитального угла

[270,360] грань S_4 находится в тени, количество тепла на S_6 - $Q = \vec{q}\sin(2t\pi/T)$, S_1 и S_2 - аналогично предыдущему, S_5 - грань остывает в тени, S_3 - $Q = \vec{q}\cos(2t\pi/T)\sin(\varphi)$.

С учетом всех выше введенных законов теплообмена и нестационарности процесса решим задачу с помощью разработанного ПО. На внутренних стенках корпуса спутника стоят теплоизолирующие материалы с коэффициентами теплоизоляции $\lambda = 1$, $\lambda = 0.5$, $\lambda = 0.2$. Теплоизоляция уменьшает проникновение и выделение тепловой энергии, не дает аппарату значительно перегреться или охладиться. Количество полученного тепла с учетом теплоизоляции выражается следующим образом:

$$Q = \lambda \cdot \vec{q},$$

то есть чем больше λ, тем меньше теплоизоляция. На рис. 17.7 показана эволюция температурного поля вблизи блока гироскопа в течение одного периода вращения с различными коэффициентами теплоизоляции. Кривая 1 описывает эволюцию температуры на блоке гироскопа с коэффициентом теплоизоляции $\lambda = 1$; кривая 2 - $\lambda = 0.5$; кривая 3 - $\lambda = 0.2$. Римскими цифрами I и III на оси абсцисс показаны зоны, отвечающие положению спутника на солнечной стороне, II - в тени Земли.

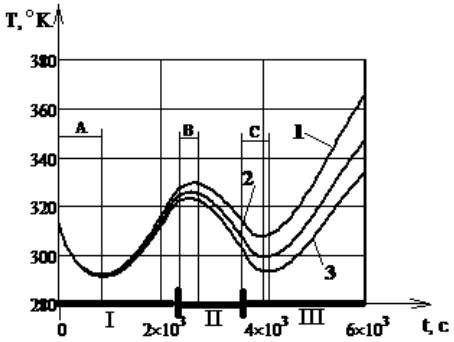


Рис. 17.7. Эволюция температуры. Корпус без теплоизолирующих пластин

В ходе исследования изменения температурного поля обнаружены инерционные временные зоны остывания и нагрева аппарата: зона А соответствует инерционному остыванию области гироскопов после отделения спутника от

ракеты-носителя (так как она находится в его собственной тени), хотя вся конструкция в целом находится на солнечной стороне. Зона В - это зона инерционного нагрева: хотя весь аппарат уже находится в тени Земли, нагрев участка области гироскопов продолжается за счет эффекта теплопроводности. Зона С – аналогична зоне А, при этом спутник уже выходит из зоны тени Земли.

Для обеспечения нормальной работы гироскопов блок, в котором они находятся, нужно поддерживать в определенном диапазоне температур. Допустимый рабочий диапазон температуры гироскопа составляет [253, 353] *K*. Как видно из графика на рис. 17.7, в конечный момент времени температурная кривая 1 выходит за пределы рабочего диапазона. Хотя температурные кривые 2 и 3 находятся в допустимых пределах, через несколько периодов вращения спутника они их превысят, что приведет к перегреву. С целью отвода тепловой энергии поставим на грань, где размещаются блок гироскопов (грань S_4 на рис. 17.6), радиаторные пластины, площадь которых рассчитаем таким образом, чтобы температура в районе блока гироскопов от одного оборота к другому не менялась. Так как нижняя температурная граница составляет 290 *K*, что на 37 градусов больше, чем минимальная рабочая, то ее можно понизить, тем самым снизив температуру в конечный момент времени. Установка радиаторных пластин на грань S_4 (рис. 17.6) является рациональным подходом, так как эта грань максимально долго находится в тени: при диапазоне орбитального угла [0,90] и [270,360] - в собственной тени спутника, при диапазоне орбитального угла [130,230] - в тени Земли, а все остальное время - на солнечной стороне, то есть время пребывания в зоне тени составляет, примерно, в 3.5 раза больше, чем на Солнце. Установив радиаторные панели на грани, где размещается блок гироскопов, получим ряд преимуществ: 1) общая площадь этой грани будет увеличена, что приведет к увеличению интенсивности радиационного излучения, то есть величина $\partial u / \partial n |_{s3} = Ae\delta(T_1^4 - T_2^4)$ станет больше, а процесс охлаждения быстрее; 2) охлаждение

области гироскопов происходит быстрее, так как переходный процесс, связанный с эффектом теплопроводности, будет минимален.

Для решения задачи с отводом тепловой энергии используем ту же КЭ модель спутника с тем же самым тактовым шагом интегрирования по времени. На рис. 17.8 показана эволюция температурного поля вблизи блока гироскопов за один период вращения спутника. Кривая 1 описывает эволюцию температуры на блоке гироскопа с коэффициентом теплоизоляции $\lambda = 1$; кривая 2 - $\lambda = 0.5$; кривая 3 - $\lambda = 0.2$. I, III и II - это зоны солнечной и теневой стороны соответственно. Зоны A, B, C имеют тот же смысл, что и в предыдущем примере. Из расчетов видно, что тангенсы углов наклона температурных кривых 1, 2, 3 инерционных зон нагрева и остывания существенно возросли (рис. 17.8) по сравнению с температурными кривыми для корпуса спутника без радиаторных пластин (рис. 17.7). Отличие полученных результатов в этом случае заключается в следующем: в зоне A температура стремительно падает за счет увеличения общей площади грани с радиаторными пластинами, однако, когда спутник переходит границу орбитального угла в 90^{O}, он становится повернут к солнечной стороне гранью, где размещены пластины, что приводит к стремительному нагреву (величина теплового потока $\partial u / \partial n |_{S_2} = q(t)$ значительно возрастает). Нагрев продолжается до входа в зону тени Земли. После этого наблюдается переходной температурный процесс в виде инерционного нагрева (зона B). Зона C - это также

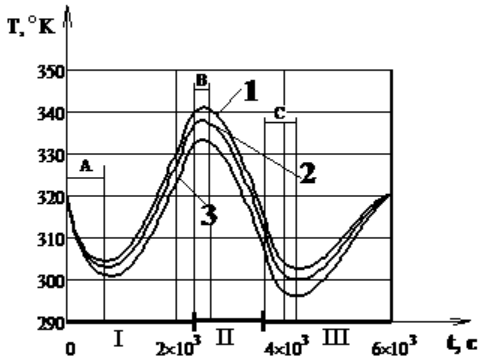


Рис. 17.8. Эволюция температуры. Корпус с теплоизолирующими пластинами

зона инерционного охлаждения, аналогичная предыдущей для случая движения спутника без радиаторных пластин (рис. 17.7). За счет того, что в тени спутник охлаждается максимально быстро, а после зоны тени пластины снова повернуты к солнечной стороне, эти два фактора дают менее стремительную температурную характеристику по сравнению с зонами A, B, C и их промежутками за счет компенсации друг друга, то есть стремительный нагрев уменьшает скорость стремительного остывания, что дает меньший тангенс угла наклона температурных кривых. На рис. 17.8 этот эффект подтверждается после зоны C: температурные кривые с меньшим углом наклона приближаются к требуемой конечной температуре. В ходе исследования для различных коэффициентов теплоизоляции были получены следующие площади радиаторных пластин, которые выводят температурные кривые на исходный (начальный) температурный режим. Для коэффициента теплоизоляции $\lambda = 1$ площадь составляет $S = 2700 см^2$, для $\lambda = 0.5$ площадь $S = 2300 см^2$, $\lambda = 0.2$ площадь $S = 2100 см^2$. В свою очередь максимальные и минимальные значения температуры в процессе вращения спутника вокруг Земли лежат в допустимом температурном диапазоне работы гироскопов. На первом периоде вращения конечная температура будет браться в качестве начальной для второго периода.

17.7. Выводы

Для модели корпуса искусственного спутника Земли типа «Сич-2» с учетом всех особенностей движения спутника по орбите Земли, его конструктивных параметров и тепловых законов найдены температурные поля для внутренних стенок, покрытых материалами с разными теплоизоляционными свойствами. В ходе исследования выявлены инерционные зоны остывания и нагрева аппарата, получены следующие результаты: для заданного режима движения на заданной высоте орбиты наблюдаются значительные перегревы области блока гироскопов, что может привести к повреждению оптоволоконных трубок гироскопа, в связи с чем для каждого

случая теплоизоляции найдены площади радиаторных пластин, позволяющих держать температурный диапазон в пределах допустимых для гироскопов значений и свести температуру в конце периода вращения к начальной, тем самым исключая возможность перегрева.

Предложенный подход позволит поддерживать требуемый температурный режим в течение заданного времени без применения каких либо дополнительных источников энергии, что является экономически выгодным и практичным для малых спутников, которые должны обладать минимальной массой. Полученные данные можно использовать для нахождения тепловых деформаций, возникающих при нагреве лазерных или оптоволоконных гироскопов, тем самым улучшая управление объектом, конструировать новые типы управления.

На подробно рассмотренном примере продемонстрированы возможности применения разработанной методики для решения целого класса подобных задач определения температурных режимов КЛА.

Список литературы:

1. Филатов Ю. В. Волоконно-оптический гироскоп: Учеб. пособ. СПб. : издательство СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2003, 53 с.

2. Санин Ф. П. Космос и технологии: Учебное пособие / Ф. П. Санин. –Д.: АРТ-ПРЕСС. 2007. – 456 с.

3. Самарский А.А. Уравнения математической физики (5-е изд.) / А. А. Самарский, А.Н. Тихонов. - М.: Наука, 1977. – 728с.

4. Митчелл Э. Метод конечных элементов для уравнений с частными производными. / Э. Митчелл, Р. Уэйт, – М.: Мир. 1981. – 212с.

5. Морган О. Конечные элементы и аппроксимации. / О. Морган, К. Зенкевич. – М. : Мир. 1986. – 309с.

6. Бреславський Д. В. Розробка алгоритмічного та програмного забезпечення для розв’язку трьохвимірних задач нестаціонарної теплопровідності методом скінченних елементів / Д. В. Бреславський, С. О. Пащенко // Вісник НТУ «ХПІ». – Х.: НТУ «ХПІ», 2012. - № 67(973). – с. 31 – 38.

7. Бреславський Д. В. Программные средства для конечноэлементного моделирования двумерных задач теории ползучести / Д. В. Бреславський, Ю. Н. Корытко, П. М. Лысак // Вісник НТУ «ХПІ». – Х.: НТУ «ХПІ», 2007. - № 38. – с. 24-29.

ГЛАВА 18

ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ЦИКЛИЧЕСКИ НАГРУЖЕННЫХ ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

Условия полета современных ракет и самолетов характеризуются высокими уровнями давлений и температур, совместным действием статических и циклических нагрузок. Для конструктивных элементов авиационной и ракетной техники проблема обеспечения требуемой долговечности является одной из важнейших: здесь особенно важно не допустить излишних запасов прочности, что приводит к утяжелению конструкций.

Во время работы двигателей при повышенных температурах в их материале развиваются необратимые деформации ползучести, происходит накопление связанной с ней поврежденности. В связи с важностью проблемы и ответственностью проектируемых конструкций теоретическое описание процессов ползучести и разрушения и создание необходимых расчетных методов в течении последних десятилетий постоянно было в центре внимания специалистов.

Широко известны работы в этой области Й. Беттена, Дж. Бойла, А. В. Бурлакова, Ю. Н. Работнова, Л. М. Качанова, Н. Н. Малинина, С. Мураками, А. Н. Подгорного, С. Тайры, Д. Р. Хейхерста, Ж.-Л. Шабоша, Ю.Н. Шевченко и других ученых.

В их работах основное внимание уделялось вопросам ползучести при постоянных или медленно меняющихся напряжениях, а задачи ползучести и разрушения элементов конструкций при комбинации быстро и медленно меняющихся напряжений изучены недостаточно. В известных экспериментальных исследованиях установлено, что цикличность нагружения может как интенсифицировать, так и замедлять процессы ползучести или вовсе не влиять на ползучесть и длительную прочность металлов и сплавов [1-4].

Многие ответственные элементы конструкций авиационно-космической техники, работающие в высокотемпературной области при интенсивном воздействии силовых, тепловых и радиационных полей, соответствуют расчетным схемам, отвечающим тонким оболочкам вращения, как при осесимметричном, так и при неосесимметричном напряженно-деформированном состоянии в условиях ползучести. Для удовлетворения повышенных требований, предъявляемых к таким ответственным элементам конструкций, необходимо располагать методами для достоверного анализа их напряженно-деформированного состояния (НДС), оценки длительной прочности, пригодными для расчетов при проектировании или при прогнозе их прочностных свойств в условиях ползучести.

Расчетные методы для оболочечных конструктивных элементов созданы в основном для оценки долговечности при статическом нагружении. Закономерности ползучести и длительной прочности пластин и оболочек при одночастотном и полигармоническом нагружении с частотами $f \geq 1\ldots3$ Гц установлены авторами работ [5-8]. Вместе с тем в настоящее время отсутствуют методы, позволяющие проводить адекватную оценку долговечности оболочечных конструкций при сложных комбинированных циклических режимах нагружения. Обсуждению подобного метода и посвящена настоящая глава.

18.1. Уравнения состояния циклической ползучести

Для исследования количественных и качественных закономерностей циклической ползучести материалов необходима конкре-

тизация уравнений состояния ползучести, в которых одновременно учитываются характеристики циклически изменяющегося среднего напряжения (частота и амплитуда) и асимметрия цикла быстроменяющегося напряжения. В основу исследований положены общие кинетические зависимости для деформаций ползучести, отражающих зависимость процессов ползучести от циклически меняющегося напряжения.

Рассмотрим случай простого напряженного состояния, когда на точку или образец действует комбинированное циклическое нагружение $\sigma=\sigma^0+\sigma^1+\sigma^2$ при одновременном действии постоянного напряжения σ^0, циклически изменяющегося за период рабочего цикла T напряжения σ^1 с частотой $f_1 = 1/T$ (f_1<<1 Гц) и напряжения σ^2, изменяющегося по гармоническому закону с частотой f_2 (f_2<<1 Гц).

Представляя напряжение σ^1 периодическим рядом Фурье с коэффициентами a_k и b_k, для комбинированного нагружения, закон циклического изменения напряжения вводится в таком виде:

$$\sigma=\sigma^0+\sigma^1+\sigma^2=\sigma^0\left(1+\sum_{k=1}^{\infty}M_k\sin\left(\frac{2\pi k}{T}t+\beta_k\right)+A\sin\left(\frac{2\pi}{T_2}t\right)\right), \quad (18.1)$$

где $A=\sigma^a/\sigma^0$; $M_k=\sigma^{ak}/\sigma^0$ - коэффициенты амплитуд в процессах динамической и циклической ползучести соответственно, $\sigma^0\neq 0$; $\beta_k = \mathrm{arctg}(a_k/b_k)$.

Ползучесть образца, вырезанного из металлического материала, изучается в рамках общих кинетических зависимостей теории структурных параметров, предложенных Ю.Н. Работновым [1]. Уравнения состояния ползучести при простом напряженном состоянии, принимая закон ползучести с повреждаемостью типа Бейли-Нортона и Работнова-Качанова, имеют вид:

$$\dot{c}=B\frac{(\sigma)^n}{(1-\omega)^k};\ \dot{\omega}=D\frac{(\sigma)^r}{(1-\omega)^l},\ \omega(0)=0,\ \omega(t_*)=\omega_*, \quad (18.2)$$

где $c(t)$, $\omega(t)$ – необратимая деформация ползучести и параметр повреждаемости; B, D, n, r, k, l – материальные постоянные, определенные при заданной температуре T^0 по экспериментальным кривым ползучести и длительной прочности материала; ω_* – значение параметра повреждаемости в момент времени окончания скрытого разрушения t_*.

Несоизмеримость периодов основного и циклического действия комбинированного нагружения позволило для описания процессов циклической ползучести и связанной с ней повреждаемости применить методику асимптотических разложений и усреднения на периоде.

Принимая, что общая длительность процесса ползучести t_* превышает величину периода T циклической составляющей напряжения σ, введем в рассмотрение малый параметр: $\mu = T/t_* << 1$ и два масштаба времени: t – время для основного процесса ползучести циклического нагружения; $\tau = t/\mu$ чи $\xi = \tau/T$ – время рабочего цикла, меняющегося на периоде действия напряжения, $0 \le \xi \le 1$.

Асимптотическое решение будем искать в виде разложения по малому параметру так, что

$$c \cong c^0(t) + \mu c^1(\xi), \tag{18.3}$$

$$\omega \cong \omega^0(t) + \mu \omega^1(\xi), \tag{18.4}$$

где $c^0(t)$, $\omega^0(t)$, $c^1(\xi)$, $\omega^1(\xi)$ - функции, соответствующие основному процессу ползучести и повреждаемости в масштабе медленно меняющегося времени и периодически повторяющемуся процессу в масштабе времени ξ соответственно.

Учитывая, что ползучесть и повреждаемость вследствие ползучести зависят только лишь от медленного времени, то после усреднения на периоде времени ξ, учитывая, что

$$\left\langle c^1(\xi) \right\rangle = \int_0^1 c^1(\xi) d\xi \cong 0, \quad \left\langle \omega^1(\xi) \right\rangle = \int_0^1 \omega^1(\xi) d\xi \cong 0,$$

в разложениях (18.3), (18.4) удается избавиться от этого времени.

Для конкретизации определяющих уравнений (18.2) сначала рассматривается действие статической и медленно меняющейся составляющих напряжения при простом нагружении: $\sigma = \sigma^0 + \sigma^1$.

Используя технику асимптотических разложений для уравнений (18.2) и соотношения (18.3), (18.4), после усреднения на периоде рабочего цикла T при циклическом нагружении, получаем уравнения состояния в виде

$$\dot{c} = Bg_n \frac{\left(\sigma^0\right)^n}{\left(1-\omega\right)^k}, \quad g_n = \int_0^1 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin\left(2\pi k\xi + \beta_k\right)\right)^n d\xi, \quad (18.5)$$

$$\dot{\omega} = Dg_r \frac{\left(\sigma^0\right)^r}{\left(1-\omega\right)^l}, \; \omega(0) = 0, \; \omega(t_*) = \omega_*, \quad (18.6)$$

$$g_r = \int_0^1 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin\left(2\pi k\xi + \beta_k\right)\right)^r d\xi,$$

где g_n, g_r - функции коэффициентов амплитуды циклического нагружения.

Далее рассматривается комбинированное простое нагружение $\sigma = \sigma^0 + \sigma^1 + \sigma^2$. Принимается, что уравнения состояния в этом случае сохраняют вид (18.5), (18.6). Применяя к этим уравнениям асимптотические разложения (18.3), (18.4) с малым параметром $\mu_1 = T_2 / t_*$, и проводя процедуру усреднения на периоде $T_2 = f_2^{-1}$, окончательно получаем уравнения состояния для основного процесса циклической ползучести при комбинированном нагружении (18.1):

$$\dot{c} = Bg_n K_n \frac{\left(\sigma^0\right)^n}{\left(1-\omega\right)^k}, \dot{\omega} = Dg_r K_r \frac{\left(\sigma^0\right)^r}{\left(1-\omega\right)^l}, \; \omega(0)=0, \; \omega(t_*)=\omega_*, \quad (18.7)$$

где

$$K_n = \int_0^1 \left(1 + A_n \sin(2\pi\xi)\right)^n d\xi \ , \ A_n = \frac{A}{g_n^{1/n}} \ ,$$

$$K_r = \int_0^1 \left(1 + A_r \sin(2\pi\xi)\right)^r d\xi \ , \ A_r = \frac{A}{g_r^{1/r}} \ .$$

Из уравнений (18.7) вытекают известные уравнения состояния динамической ползучести [3] при $g_n = 1$, если M_k=0 для каждой гармоники k. Если A_n=0, $K_n = 1$, уравнения (18.7) соответствуют циклической ползучести с полигармоническим нагружением в пределах цикла.

Таким образом, уравнения (18.7) учитывают влияние на деформацию ползучести и параметр повреждаемости коэффициентов амплитудных напряжений, соответствующих полигармоническому нагружению в пределах цикла и моногармоническому нагружению за различные периоды циклов. Полученные уравнения состояния позволяют осуществить математическое описание нелинейного деформирования материала при совместном действии статических и циклических составляющих нагружения. Исходя из традиционного для теории ползучести постулата соответствия соотношений между величинами напряжений и скоростей деформаций при простом напряженном состоянии и эквивалентных напряжениях - при сложном, уравнения состояния (18.7) обобщаются на случай сложного напряженного состояния. Для циклической и динамической ползучести принятие интенсивностей напряжений Мизеса как эквивалентных напряжений подтверждается при сложном напряженном состоянии опытными данными С. Тайры и Р. Отани [9] и другими. Вместе с тем, в кинетических уравнениях для параметра повреждаемости, соответствующих кривым длительной прочности, используются эквивалентные напряжения, соответствующие критерию длительной прочности типа Писаренко–Лебедева [10].

18.2. Математическая модель

Рассмотрим общую математическую постановку начально-краевой задачи ползучести тела объемом V, закрепленного на части поверхности S_1 и нагруженного поверхностными силами p_i на части поверхности S_2, а также объемными силами f_i. Внешние объемные силы остаются неизменяемыми во времени - $f = f(x)$, $x \in V$, а поверхностные силы, действующие на тело, имеют постоянную во времени - $p_i^{(0)} = p_i^{(0)}(x)$ и меняющуюся в пределах цикла $\Phi_i(t)$ составляющие нагружения:

$$p_i = p_i^{(0)} + \Phi_i(t),\ x \in S_2,$$

$$\Phi_i(t) = p_i^{\max} \sum_{k=1}^{\infty} A_k \sin(\Omega_k t + \beta_k) + p_i^a \sin(\Omega t),$$

где p_i^{max}, p_i^a – амплитуды соответствующих компонент поверхностных сил; $A_k = \sqrt{a_k^2 + b_k^2}$; $\Omega_k = 2\pi k / T$; $\Omega = 2\pi / T_2$.

Учитывая сформулированные выше предположения, математическую постановку начально-краевой задачи ползучести тела представим системой уравнений:

$$\varepsilon_{ij} = e_{ij} + c_{ij},\ \sigma_{ij,j} + f_i = \rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2},$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}\left(u_{i,j} + u_{j,i} + u_{k,i} u_{k,j}\right) \quad x_i \in V;$$

$$\sigma_{ij} = D_{ijkl}(\varepsilon_{kl} - c_{kl}) \tag{18.8}$$

$$\sigma_{ij} n_j = p_i^{(0)} + \Phi_i(t),\ x_i \in S_2;$$

$$u_i = \overline{u}_i,\ x_i \in S_1;\ u_i(x_i, 0) = c_{ij}(x_i, 0) = 0,$$

где n - единичная внешняя нормаль к границе тела, j=1,2,3; $\{D\}$ - тензор упругих свойств материала; $\overline{u}_i$ - известные значения перемещений точек поверхности S_1,постоянные по времени.

Асимптотические разложения и процедура усреднения на периоде позволяют разделить систему (18.8) на две: первая возникает

из соотношений, остающихся после усреднения, и описывает процессы, происходящие в медленном основном движении, вторая – получается при вычитании из (18.8) первой системы.

Таким образом, для определения напряженно-деформированного состояния тел при циклической ползучести в условиях комбинированного циклического нагружения решается следующая система уравнений, в которой все неизвестные изменяются в масштабе медленного времени:

$$\sigma_{ij,j} + f_i = 0 \quad x_i \in V; \quad \sigma_{ij} n_j = p_i, \quad x_i \in S_2;$$

$$\varepsilon_{ij} = C_{ijkl}\sigma_{kl} + c_{ij},$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}\left(u_{i,j} + u_{j,i} + u_{k,i}u_{k,j}\right), \quad x_i \in V; \tag{18.9}$$

$$u_i = \overline{u}_i, \; x_i \in S_1; \; u_i(x_i,0) = c_{ij}(x_i,0) = 0,$$

а уравнения состояния принимаются в соответствии с (18.7) в виде:

$$\dot{c}_{ij} = Bg_n K_n \frac{3(\sigma_i)^{n-1}}{2(1-\omega)^k} S_{ij}; \; \dot{\omega} = Dg_r K_r \frac{(\sigma_e)^r}{(1-\omega)^l}, \tag{18.10}$$

$$\omega(0) = \omega_0, \omega(t_*) = 1; \quad \sigma_i = \sqrt{\frac{3}{2} S_{ij} S_{ij}}, \; \sigma_e = \alpha\sigma_I + (1-\alpha)\sigma_i,$$

где σ_I, S_{ij} – максимальное нормальное напряжение и компоненты девиатора тензора напряжений σ_{ij}; α - параметр чувствительности материала к виду разрушения (хрупкое - α=1, вязкое - α=0 и смешанное $0<\alpha<1$);

$$g_n = \int_0^1 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin(2\pi k\xi + \beta_k)\right)^n d\xi,$$

$$g_r = \int_0^1 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin(2\pi k\xi + \beta_k)\right)^r d\xi, \; M_k = \frac{\sigma_e^{ak}}{\sigma_e^0},$$

$$K_n = \int_0^1 \left(1 + A_n \sin(2\pi\xi)\right)^n d\xi\ ,\ K_r = \int_0^1 \left(1 + A_r \sin(2\pi\xi)\right)^r d\xi\ ,$$

$$A_n = \frac{A}{g_n^{1/n}}\ ,\ A_r = \frac{A}{g_r^{1/r}}\ ,\ A = \frac{\sigma_e^a}{\sigma_e^0}\ ,$$

$$\sigma_e^0 = (1-\alpha)\sqrt{\frac{3}{2} S_{ij}^0 S_{ij}^0} + \alpha\sigma_I^0\ ,\ \sigma_e^a = (1-\alpha)\sqrt{\frac{3}{2} S_{ij}^a S_{ij}^a} + \alpha\sigma_I^a\ ,$$

$$\sigma_e^{ak} = (1-\alpha)\sqrt{\frac{3}{2} S_{ij}^{ak} S_{ij}^{ak}} + \alpha\sigma_I^{ak}\ ;$$

S_{ij}^a, S_{ij}^{ak} – компоненты девиатора тензоров амплитудных напряжений σ_{ij}^a, σ_{ij}^{ak} соответственно.

Для определения коэффициентов A та M_k, которые используются в функциях g_n и K_n, предварительно необходимо вычислить эквивалентные напряжения σ_e^0, σ_e^a, σ_e^{ak} при α=0.

Таким образом, для конкретизации уравнений (18.10) предварительно определяются компоненты тензоров амплитудных напряжений по решению следующих краевых задач в масштабе быстрого времени (k = 1,2, ...):

$$\begin{gathered}
\sigma_{ij,j}^{ak} = -\rho(\Omega_k)^2 u_i^{ak}\ ,\ x_i \in V; \\
\sigma_{ij}^{ak} n_j = p_i^{\max} A_k\ ,\quad x_i \in S_2\ , \\
\varepsilon_{ij}^{ak} = \frac{1}{2}\left(u_{i,j}^{ak} + u_{j,i}^{ak}\right) = C_{ijmn}\sigma_{mn}^{ak}\ , \\
x_i \in V;\ u_i^{ak} = 0\ ,\ x_i \in S_1\ ;
\end{gathered} \tag{18.11}$$

и

$$\begin{gathered}
\sigma_{ij,j}^{a} = -\rho(\Omega)^2 u_i^{a}\ ,\ x_i \in V; \\
\sigma_{ij}^{a} n_j = p_i^{a}\ ,\quad x_i \in S_2\ ;
\end{gathered} \tag{18.12}$$

$$\varepsilon_{ij}^{a} = \frac{1}{2}\left(u_{i,j}^{a} + u_{j,i}^{a}\right) = C_{ijmn}\sigma_{mn}^{a},$$

$$x_i \in V;\ u_i^{ak} = 0,\ x_i \in S_1.$$

Таким образом, решая системы (18.11), (18.12), для каждой гармоники k находятся компоненты тензоров амплитудных напряжений, по которым окончательно определяются коэффициенты M_k, g_n, g_r, A, A_n, K_n, K_r, конкретизирующие уравнения состояния циклической ползучести (18.10).

18.3. Расчетный метод оценивания долговечности оболочек

Рассмотрим циклическую ползучесть тонкой конической оболочки вращения при неосесимметричном напряженно-деформированном состоянии. Основные кинематические и статические уравнения теории тонких оболочек сформулируем на основе гипотез Кирхгофа-Лява.

Геометрические зависимости произвольной конической оболочки запишем в виде:

$$\varepsilon_{11} = \varepsilon_{11}^{m} + z\chi_{11};\ \ \varepsilon_{22} = \varepsilon_{22}^{m} + z\chi_{22};\ \varepsilon_{12} = \varepsilon_{12}^{m} + 2z\chi_{12}, \qquad (18.13)$$

где $(\varepsilon_{1}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{12})^{\mathrm{T}}$ - вектор полных деформаций оболочки; ε_{ij}^{m} - деформации в срединной поверхности, $i, j = 1,2$.

Параметры изменения кривизны $(\chi_{11},\ \chi_{22},\ \chi_{12})^{\mathrm{T}}$ в выбранных направлениях срединной поверхности α, β и z вычисляются по формулам:

$$\chi_{11} = \frac{\partial^2 w}{\partial \alpha^2},\ \chi_{22} = \frac{\partial^2 w}{r^2 \partial \beta^2} + \frac{\cos\psi}{r}\frac{\partial w}{\partial \alpha} - \frac{\sin\psi}{r^2}\frac{\partial v}{\partial \beta};$$

$$\chi_{12} = 2\frac{\partial^2 w}{r\partial\alpha\partial\beta} - \frac{\partial w}{r^2\partial\beta}\cos\psi + \frac{v}{r^2}\sin\psi\cos\psi - \frac{\partial v}{\partial\alpha}\frac{\sin\psi}{r},$$

где u, v, w – компоненты вектора перемещений; ψ – угол между образующей и осью вращения; r – расстояние от оси вращения до срединной поверхности оболочки.

Полный вектор деформаций в срединной поверхности имеет линейную и нелинейную составляющие

$$\varepsilon_{11}=\varepsilon_{11}^{l}+\varepsilon_{11}^{n},\ \ \varepsilon_{12}=\varepsilon_{12}^{l}+\varepsilon_{12}^{n},\ \ \varepsilon_{22}=\varepsilon_{22}^{l}+\varepsilon_{22}^{n},$$

где

$$\varepsilon_{11}^{l}=\frac{\partial u}{\partial\alpha};\ \varepsilon_{11}^{n}=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial\alpha}\right)^{2};\ \varepsilon_{12}^{l}=\frac{\partial u}{r\partial\beta}+\frac{\partial v}{\partial\alpha}-\frac{v}{r}\cos\psi;\ \varepsilon_{12}^{n}=\frac{1}{r}\frac{\partial w}{\partial\alpha}\frac{\partial w}{\partial\beta};$$

$$\varepsilon_{22}^{l}=\frac{\partial v}{r\partial\alpha}+\frac{u}{r}\cos\psi+\frac{w}{r}\sin\psi;\ \varepsilon_{22}^{n}=\frac{1}{2r^{2}}\left(\frac{\partial w}{\partial\beta}\right)^{2}.$$

Принимая, что в условиях ползучести полные деформации в точке оболочки состоят из упругих e_{ij} и необратимых c_{ij} деформаций $\varepsilon_{ij}=e_{ij}+c_{ij}$ (i, j=1,2), уравнения связи напряжений с деформациями имеют вид:

$$\sigma_{11}=\frac{E}{1-\nu^{2}}(\varepsilon_{11}+\nu\varepsilon_{22})-\frac{E}{1-\nu^{2}}(c_{11}+\nu c_{22});$$

$$\sigma_{22}=\frac{E}{1-\nu^{2}}(\varepsilon_{22}+\nu\varepsilon_{11})-\frac{E}{1-\nu^{2}}(c_{22}+\nu c_{11});\qquad(18.14)$$

$$\sigma_{12}=2G(\varepsilon_{12}-c_{12}),$$

где σ_{11}, σ_{22}, σ_{12} – компоненты вектора напряжений, характеризующий напряженное состояние оболочки; c_{11}, c_{22}, c_{12} – необратимые деформации ползучести; E, G – модули упругости и сдвига материала; ν - коэффициент Пуассона.

Уравнения равновесия элемента оболочки:

$$\frac{1}{r}\frac{\partial(rN_{11})}{\partial\alpha}+\frac{1}{r}\frac{\partial N_{12}}{\partial\beta}-\frac{\cos\psi}{r}N_{22}+p_{1}=0;$$

$$\frac{1}{r}\frac{\partial(rN_{21})}{\partial\alpha}+\frac{1}{r}\frac{\partial N_{22}}{\partial\beta}+\frac{\cos\psi}{r}N_{12}+\frac{\sin\psi}{r}Q_{2}+p_{2}=0;\qquad(18.15)$$

$$\frac{1}{r}\frac{\partial(rQ_1)}{\partial\alpha}+\frac{1}{r}\frac{\partial Q_2}{\partial\beta}+\frac{\sin\psi}{r}N_{22}+\frac{\partial}{\partial\alpha}\left(N_{11}\frac{\partial w}{\partial\alpha}+N_{12}\frac{\partial w}{r\partial\beta}\right)+$$

$$+\frac{\partial}{r\partial\beta}\left(N_{21}\frac{\partial w}{\partial\alpha}+N_{22}\frac{\partial w}{r\partial\beta}\right)+p_3=0;$$

$$\frac{1}{r}\frac{\partial(rM_{11})}{\partial\alpha}+\frac{1}{r}\frac{\partial M_{12}}{\partial\beta}-\frac{\cos\psi}{r}M_{22}=Q_1;$$

$$\frac{1}{r}\frac{\partial(rM_{21})}{\partial\alpha}+\frac{1}{r}\frac{\partial M_{22}}{\partial\beta}-\frac{\cos\psi}{r}M_{12}=Q_2,$$

где N_{ij} - мембранные силы; M_{ij} – моменты изгиба и кручения; Q_i – перерезывающая сила; p_1, p_2, p_3 – компоненты вектора нагружения.

Таким образом, уравнения (18.13)–(18.15) представляют полную систему уравнений для задачи определения напряженно-деформированного состояния конической оболочки в условиях ползучести.

Компоненты вектора деформаций ползучести в соотношении (18.14) определяются по сформулированным уравнениям состояния статической или циклической ползучести (18.10).

Полученные соотношения используются для дальнейшего применения метода конечных элементов (МКЭ) с элементом в виде конической оболочки. Далее, в связи с использованием МКЭ, на основе функционала типа Лагранжа сформулируем вариационную постановку задачи

$$\int_S\left(f_{ijkl}\varepsilon_{ij}^m\delta\varepsilon_{ij}^m - g_{ijkl}\chi_{kl}\delta\chi_{ij}\right)dS-\int_S p_q\delta u_q\,dS-\int_S N_{ij}^c\delta\varepsilon_{ij}^m dS+$$
$$+\int_S M_{ij}^c\delta\chi_{ij}\,dS=0, \qquad (18.16)$$

где $\delta\varepsilon_{ij}^m$ - вариации компонент полных деформаций срединной поверхности оболочки; $\delta\chi_{ij}$ - вариации компонент изменения кривизны; δu_q - вариации компонент вектора перемещений, q=1,2,3; δ_{ij} - символ Кронекера;

$$f_{ijkl} = \frac{E\delta}{1-\nu^2}\left(\delta_{ik}\delta_{jl}\frac{1-\nu}{2} + \nu\delta_{ij}\delta_{kl}\right);$$

$$g_{ijkl} = \frac{E\delta^3}{12\left(1-\nu^2\right)}\left(\delta_{ik}\delta_{jl}\frac{1-\nu}{2} + \nu\delta_{ij}\delta_{kl}\right);$$

$$N_{11}^c = \frac{E}{1-\nu^2}\int_{-\delta/2}^{\delta/2}\left(c_{11}+\nu c_{22}\right)dz;\ N_{22}^c = \frac{E}{1-\nu^2}\int_{-\delta/2}^{\delta/2}\left(c_{22}+\nu c_{11}\right)dz;$$

$$S^c = \frac{E}{2(1+\nu)}\int_{-\delta/2}^{\delta/2} c_{12}dz\ ;\ M_{11}^c = \frac{E}{1-\nu^2}\int_{-\delta/2}^{\delta/2}\left(c_{11}+\nu c_{22}\right)zdz;$$

$$M_{22}^c = \frac{E}{1-\nu^2}\int_{-\delta/2}^{\delta/2}\left(c_{22}+\nu c_{11}\right)zdz;\ \ H^c = \frac{E}{2(1+\nu)}\int_{-\delta/2}^{\delta/2} c_{12}zdz\ .$$

Оболочку вращения с произвольной образующей при неосесимметричном напряженно-деформированном состоянии будем разбивать на конечные элементы, образованные двумя поперечными сечениями и двумя сечениями, проходящими через ось вращения конической оболочки. Схематично этот элемент изображен на рис. 18.1.

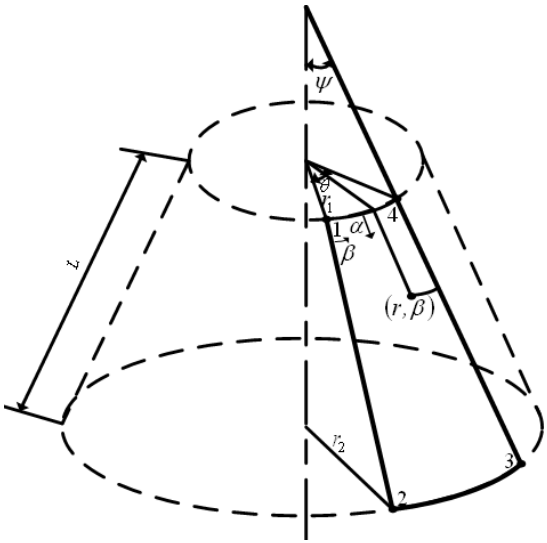


Рис. 18.1. Двухмерный конический элемент

Функции, аппроксимирующие поле перемещений в точке конечного элемента, имеют вид:

$$u = a_1 + a_2\alpha_1 + a_3\beta_1 + a_4\alpha_1\beta_1 + a_5\beta_1^2 + a_6\alpha_1\beta_1^2 + a_7\beta_1^3 + a_8\alpha_1\beta_1^3;$$
$$v = a_9 + a_{10}\alpha_1 + a_{11}\beta_1 + a_{12}\alpha_1\beta_1 + a_{13}\beta_1^2 a_{14}\alpha_1\beta_1^2 + a_{15}\beta_1^3 + a_{16}\alpha_1\beta_1^3;$$
$$w = a_{17} + a_{18}\alpha_1 + a_{19}\beta_1 + a_{20}\alpha_1\beta_1 + a_{21}\alpha_1^2 + a_{22}\beta_1^2 + a_{23}\alpha_1^2\beta_1 +$$
$$+ a_{24}\alpha_1\beta_1^2 + a_{25}\alpha_1^3 + a_{26}\beta_1^3 + a_{27}\alpha_1^3\beta_1 + a_{28}\alpha_1\beta_1^3,$$

где $\alpha_1 = \alpha/L$ та $\beta_1 = \beta/\theta$ – относительные перемещения локальных координат произвольной точки элемента (α, β).

В связи с тем, что каждая узловая точка имеет семь степеней свободы, в вектор узловых перемещений входят следующие члены:

$$\{\Delta\} = \left\{ u_1, \frac{\partial u_1}{\partial\beta}, v_1, \frac{\partial v_1}{\partial\beta}, w_1, \frac{\partial w_1}{\partial\alpha}, \frac{\partial w_1}{\partial\beta}, u_2, \frac{\partial u_2}{\partial\beta}, v_2, \frac{\partial v_2}{\partial\beta}, w_2, \frac{\partial w_2}{\partial\alpha}, \frac{\partial w_2}{\partial\beta}, \right.$$
$$\left. u_3, \frac{\partial u_3}{\partial\beta}, v_3, \frac{\partial v_3}{\partial\beta}, w_3, \frac{\partial w_3}{\partial\alpha}, \frac{\partial w_3}{\partial\beta}, u_4, \frac{\partial u_4}{\partial\beta}, v_4, \frac{\partial v_4}{\partial\beta}, w_4, \frac{\partial w_4}{\partial\alpha}, \frac{\partial w_4}{\partial\beta} \right\}^T.$$

Использование МКЭ позволяет вариационное равенство (18.16) свести к системе линейных алгебраических уравнений вида

$$[K]\{\Delta\} = \{P^v\} + \{P^c\} + \{P^p\} + \{P^n\}, \qquad (18.17)$$

где $[K]$ – глобальная матрица жесткости; $\{P^v\}$ – обобщенный вектор внешних узловых сил, $\{P^v\} = \sum_e \int_{S^e} [\Phi]^T \{p\} dS$; $\{P^c\}$ – обобщенный вектор узловых сил, обусловленный необратимыми деформациями ползучести, $\{P^c\} = \sum_e \int_{S^e} [B]^T [R] \{c\} dS$, $\{P^p\}$ – обобщенный вектор узловых усилий от проекции обобщенных сил на нормаль, $\{P^p\} = \sum_e \int_{S^e} [\Phi]^T \{p^p\} dS$; $\{P^n\}$ – обобщенный вектор узловых усилий, обусловленный нелинейной составляющей упругих деформаций, $\{P^n\} = \sum_e \int_{S^e} [B]^T [R] \{\varepsilon_n\} dS$.

Значения компонент вектора узловых нагрузок вычисляются численно, например, используя *n*-точечную формулу Гаусса.

Систему уравнений (18.17) необходимо дополнить уравнениями состояния (18.10), которые описывают процессы ползучести материала и связанного с ней накопления повреждаемости.

Для определения амплитудных значений компонент напряженно-деформированного состояния для каждой гармоники, необходимой для определения коэффициентов в уравнениях (18.10), предварительно необходимо решить системы уравнений (18.11), (18.12). Их конечноэлементная формулировка имеет вид:

$$\left([K]-\Omega_k^2[M]\right)\{\Delta^{ak}\}=\{P^{ak}\};\ \left([K]-\Omega^2[M]\right)\{\Delta^{a}\}=\{P^{a}\},\quad (18.18)$$

где [*M*]– матрица масс системы, $[M]=\sum_e \int_{S^e}[\Phi]^T\rho[\Phi]dS$; Ω_k, Ω – частоты внешнего нагружения; Δ^{ak}, Δ^{a} - векторы амплитудных значений при полигармоническом нагружении в пределах цикла и при вынужденных колебаниях.

Для решения систем (18.17), (18.18) можно использовать метод Холецкого; задачу вынужденных колебаний - решить фронтальным методом.

Таким образом, для анализа процессов циклической ползучести и связанной с ней повреждаемости в оболочечных конструкционных элементах используется система (18.17). По ее решению для любого момента времени можно определить вектор узловых перемещений, а значит, и значения деформаций, силовых факторов и параметра повреждаемости в конечных элементах. Значения компонентов вектора деформаций ползучести $\{c\}$ и параметра повреждаемости для каждого шага интегрирования определяются интегрированием дифференциальных уравнений (18.10).

При достижении параметром повреждаемости его критического значения ($\omega_* \le 1$) считаем процесс скрытого разрушения законченным. Этим временем и определяется долговечность конструкции или ее отдельного элемента. Место возникновения первой

макротрещины определяется местоположением конечного элемента, в котором параметр повреждаемости достиг своего критического значения.

На примерах высокотемпературного деформирования оболочечных конструкций, применяемых в авиа- и ракетостроении, покажем важность учета циклической нагрузки при анализе циклической долговечности.

18.4. Расчетные оценки формоизменения камеры сгорания ЖРД

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД), камера сгорания которого изображена на рис. 18.2, используется в современных авиационных и космических летательных аппаратах (КЛА). Особенности его работы заключаются в интенсивной нагрузке давлением, имеющем постоянную и быстро изменяющуюся составляющие, при высоких температурах, в течение короткого периода времени, не превышающего одного часа полета КЛА. Задача часто усложняется необходимостью минимизации веса при жестких ограничениях на параметры деформирования оболочки ЖРД для того, чтобы не допустить изменений газодинамических характеристик двигателя. При этом повреждаемость материала оболочки также должна быть незначительной. В таких условиях основным явлением, лимитирующим долговечность и сохранение функциональности оболочки двигателя, является циклическая ползучесть ее материала.

Рассмотрим результаты расчета циклической ползучести камеры сгорания ЖРД, изображенной на рис. 18.2. С помощью разработанного программного комплекса смоделируем внутреннюю оболочку камеры в виде комбинации конических и цилиндрических оболочек. Материал - 45XI4HI4B2M, оболочка нагрета до температуры 873 К. Физико-механические характеристики этой стали следующие: $E=1.7\times10^5$ МПа, $\nu=0.3$, $\rho=7.8\times10^3$ кг/м^3, $B=2\times10^{-10}$ МПа$^{-n}$/г, $n=3$. Полная длина оболочки 1.06 м, толщина стенки 0.003 м. Длина и радиус левого цилиндра - $L=0.13$ м,

R_1=0.25 м. Длина и радиусы левого срезанного конуса на краях - L=0.3 м, R_1=0.25 м, R_2=0.15 м; правого срезанного конуса – L=0.6 м, R_1=0.15 м, R_2=0.36 м. Между конусами находится цилиндрическая оболочка радиусом 0.15 м и длиной 0.03 м. Левый край камеры жестко закреплен.

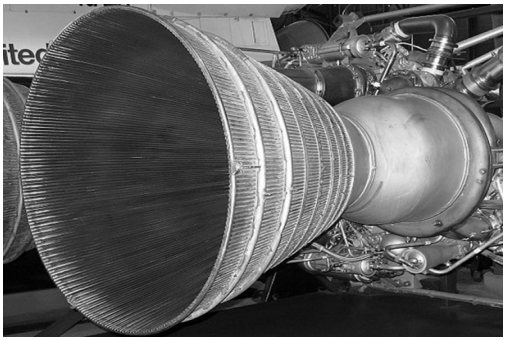


Рис. 18.2. Камера сгорания ЖРД

Камера нагружена циклическим внутренним давлением, статическая составляющая которого равна P_0=20МПа. Амплитуда ее циклической составляющей изменялась в пределах (0...0.25)P_0 для частоты нагрузки, равной 0.1 от первой собственной частоты.

На рис. 18.3 представлено конечноэлементное разбиение этой камеры. Для расчетов использована сетка из 360 элементов.

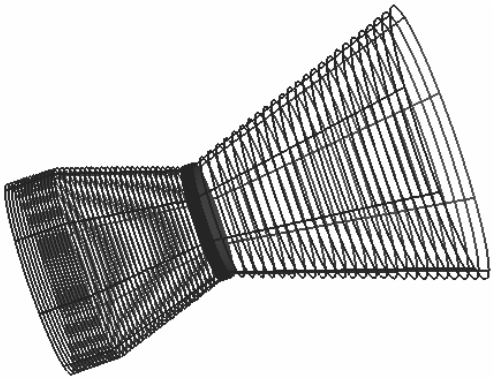


Рис. 18.3. Конечноэлементная модель камеры ЖРД

Расчеты НДС в условиях ползучести представлены на рис. 18.4-рис. 18.6, где приведены форма деформированной срединной поверхности камеры, распределение прогиба вдоль камеры и изменение во времени максимального значения интенсивности напряжений соответственно.

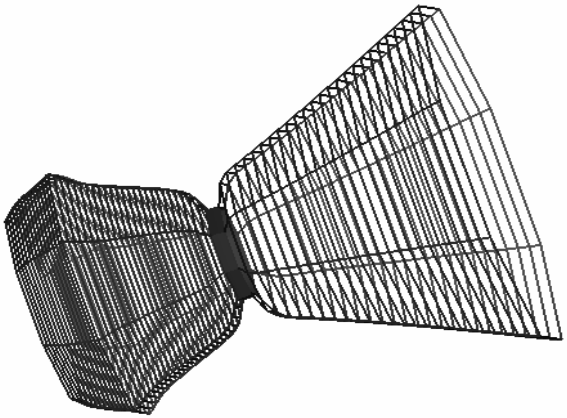


Рис. 18.4. Форма камеры сгорания вследствие деформирования

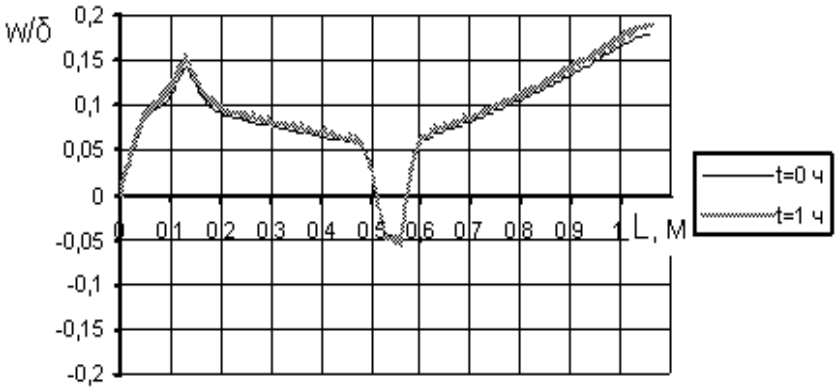


Рис. 18.5. Распределение прогиба вдоль камеры

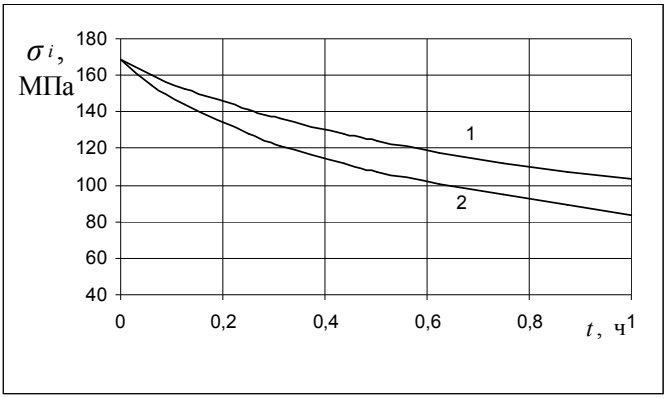


Рис. 18.6. Изменение во времени максимального значения интенсивности напряжений

Начальная форма изгиба камеры соответствует упругому деформированию (масштаб 20000:1), изменение формы через час эксплуатации сопровождается ростом прогибов стенки камеры вследствие ползучести.

На рис. 18.6 приведено перераспределение интенсивности напряжений вследствие статической и динамической ползучести соответственно в точке, где имеет место максимальный прогиб. Кривая 1 соответствует данным, полученным при статическом нагружении, кривая 2 - данным, полученным при циклическом нагружении. Данные расчетов показывают, что в результате ползучести значения интенсивности напряжений заметно уменьшаются за время эксплуатации.

Таким образом, в результате расчетов определено напряженно-деформированное состояние оболочки, моделирующей камеру сгорания, которая находится в условиях динамической ползучести за весь период эксплуатации $t = 1$ час. Предложенные расчетные исследования с точным определением площади критических сечений сопел ракетных двигателей необходимы при проектировании таких конструктивных элементов.

18.5. Расчетные оценки долговечности корпусов авиационных ГТД

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) проектируют для условий эксплуатации, характеризующихся совместным действием длительных статических и циклических напряжений, которые изменяются с периодами большой и достаточно малой продолжительности (вынужденные колебания). В полетном и эксплуатационном циклах рабочие давления и температуры медленно повышаются с момента пуска до установления заданного режима, а при выключении уменьшаются до первоначальных. При рабочих температурах ГТД в материале их конструктивных элементов происходит рост деформаций ползучести и накопление повреждаемости вследствие высокотемпературной ползучести, мало- и многоцикловой усталости [11, 12]. Циклические напряжения даже при малых амплитудах существенно влияют на скорость роста деформаций ползучести и длительной прочности материалов.

Рассмотрим результаты выполненных в работе численных исследований циклической ползучести жаровой трубы двигателя АИ-20 (рис. 18.7), что позволит выявить основные закономерности ее деформирования и накопления повреждаемости при сложном напряженном состоянии.

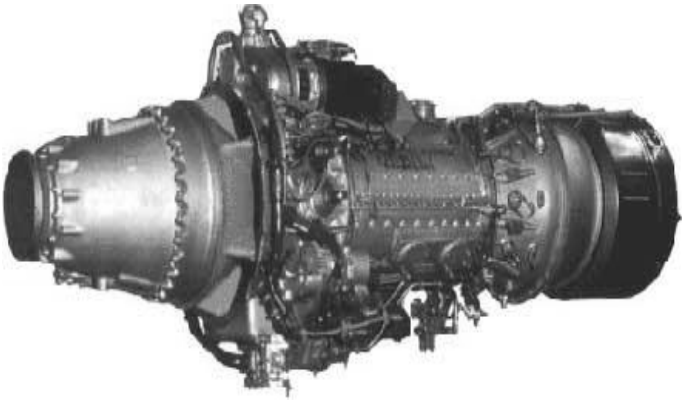
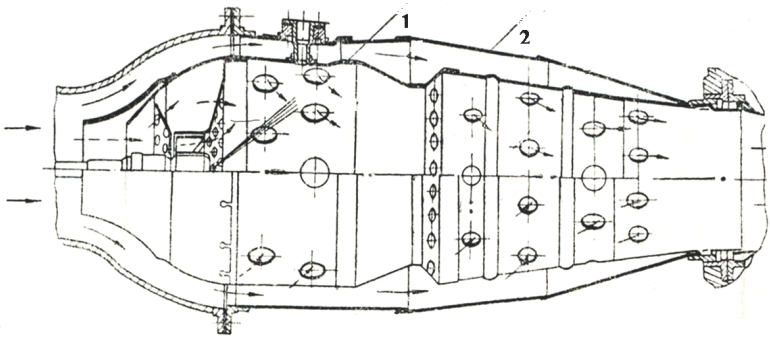


Рис. 18.7. Двигатель АИ-20

На рис. 18.8 приведена схема продольного разреза этого двигателя [11].



1- жаровая труба; 2 - кожух

Рис. 18.8. Схема продольного разреза жаровой трубы двигателя АИ-20

С помощью разработанного программного комплекса смоделируем рассматриваемую жаровую трубу комбинацией цилиндрических и конических оболочек. На рис. 18.9 представлена конечноэлементная сетка из 650 элементов.

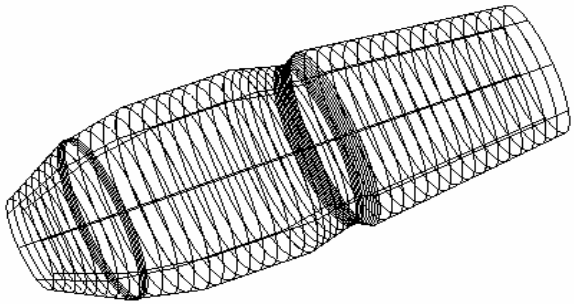


Рис. 18.9. Конечноэлементная модель жаровой трубы двигателя АИ-20

Жаровые трубы при работе нагреваются до температур 700-900°С. В связи с этим для их изготовления используются жаропрочные стали типа ЭИ435 и ЭИ437Б. В работе рассмотрена жаровая труба, изготовленная из стали ЭИ437Б, материальные

константы, которые входят в уравнения состояния (18.10), имеют следующие значения: $B=1.31\times10^{-6}$ МПа$^{-n}$/год, $n=k=4.12$, $D=2.08\times10^{-5}$ МПа$^{-r}$/год, $r=l=4.5$. Для моделирования были использованы следующие данные: длина - 2 м, начальный диаметр зоны горения - 0.4 м, угол конусности - 37°, диаметр цилиндрической части первичной зоны - 0.8 м Угол конусности - 7° и диаметр выходной части вторичной зоны - 0.7 м. Толщина стенок равна 0.001 м. На жаровую трубу двигателя действуют два вида нагрузок:

- нагрузка, возникновение которой связано с работой самого двигателя;

- нагрузки, возникающие вследствие эволюции самолета в воздухе.

При работе двигателя жаровая труба подвергается воздействию сил собственного веса и усилий от газового потока. Как правило, величина усилий от сил собственного веса незначительная и не принимается во внимание при расчетах на прочность и устойчивость [11]. Распределение давления в камерах сгорания современных летательных аппаратов, качественно соответствует форме цикла, приведенной на рис. 18.10. [13]

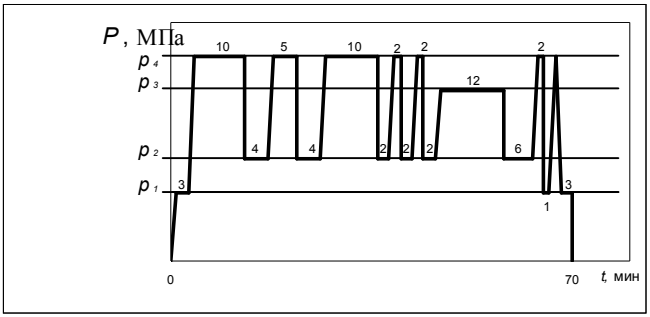


Рис. 18.10. Типичный полетный цикл

При работе двигателя также могут возникнуть вибрации стенок жаровых труб вследствие динамических воздействий других

составных частей и влияния газового потока, действующего на стенки этих труб [14].

Следовательно, для расчетов напряженно-деформированного состояния и долговечности ГТД в условиях ползучести рассмотрим совместное действие статической нагрузки p_0, нагрузки, которая меняется по форме цикла, приведенного на рис. 18.10, и нагрузки p_a от вибрации стенок трубы в первичной зоне горения. Таким образом, в расчетах принят следующий закон для изменения внутреннего давления:

$$p(t) = p_0 + \sum_{k=1}^{\infty} \frac{2}{\pi k} \sin\left(\frac{2\pi k}{T} t\right) \left(p_1 (1 - \cos(\pi k)) + (p_1 - p_2) \left(\cos\left(\frac{33\pi k}{35}\right) - \cos\left(\frac{3\pi k}{70}\right) \right) + \right.$$

$$+ (p_3 - p_4) \left(\cos\left(\frac{11\pi k}{35}\right) + \cos\left(\frac{18\pi k}{35}\right) + \cos\left(\frac{13\pi k}{70}\right) - \cos\left(\frac{13\pi k}{35}\right) - \right.$$

$$- \cos\left(\frac{32\pi k}{35}\right) + \cos\left(\frac{22\pi k}{35}\right) - \cos\left(\frac{3\pi k}{5}\right) - \cos\left(\frac{17\pi k}{70}\right) + \cos\left(\frac{4\pi k}{7}\right) -$$

$$\left. \left. - \cos\left(\frac{19\pi k}{35}\right) + (p_4 - p_3) \left(\cos\left(\frac{23\pi k}{35}\right) - \cos\left(\frac{29\pi k}{35}\right) \right) \right) \right) + p_a \sin(2\pi f_2 t). \quad (18.19)$$

Известно, что для вторичной зоны влияние вибрации является незначительным, поэтому в расчетах используется закон (18.19) без последнего слагаемого. В работе были проведены расчеты на длительную прочность и найдено время до разрушения жаровой трубы, выполненной из стали ЭИ437Б. Время до разрушения составило 660 часов. Результаты приведены на рис. 18.11–18.16. На рис. 18.11, 18.12 приведено распределение нормального и продольного перемещений соответственно вдоль жаровой трубы. Кривая 1 содержит данные, полученные в начальный момент времени, кривая 2 - данные, полученные в момент скрытого разрушения.

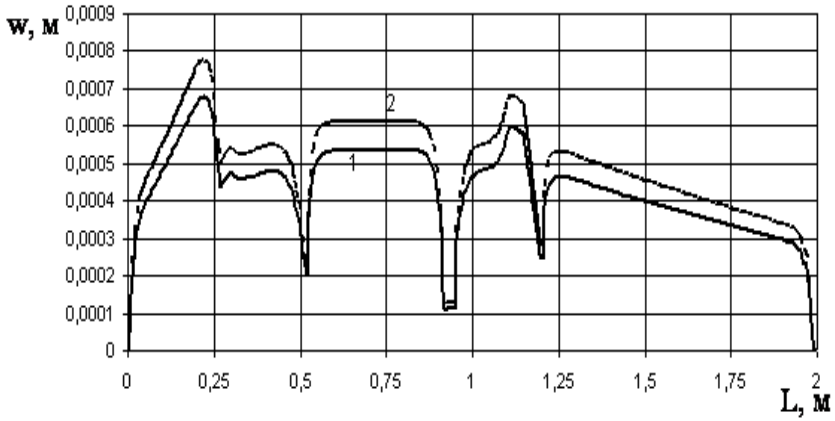


Рис. 18.11. Распределение нормального прогиба вдоль жаровой трубы

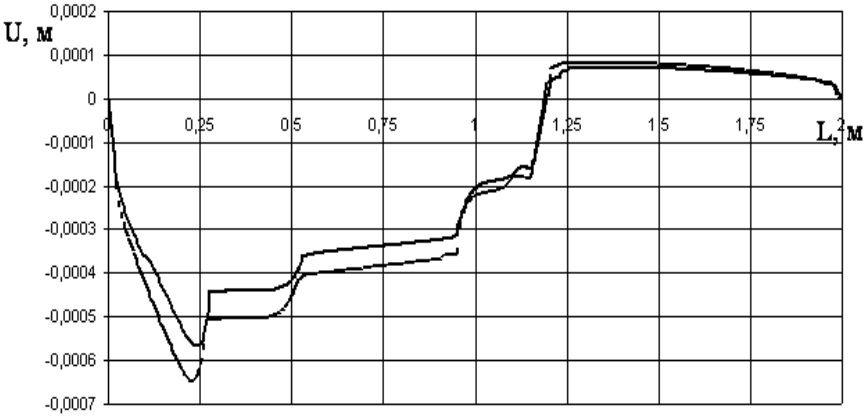


Рис. 18.12. Распределение продольного перемещения вдоль жаровой трубы

На рис. 18.13–18.14 приведено распределение силовых факторов, а именно продольной и окружной сил соответственно. На рисунках кривая 1 соответствует упругому деформированию, а кривая 2 - состоянию в момент 660 часов.

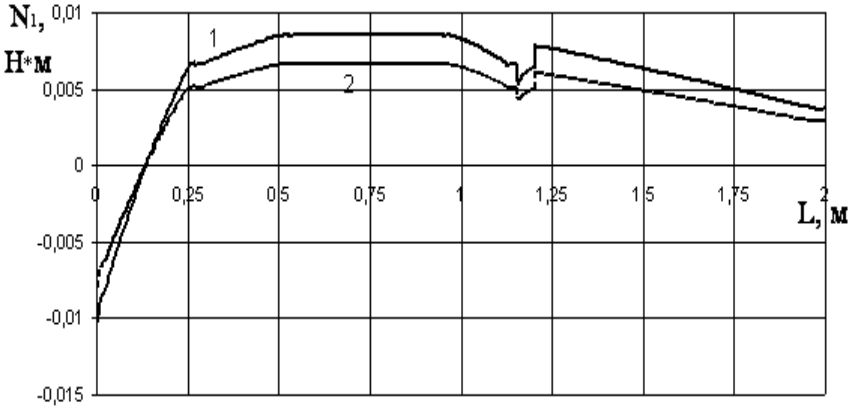


Рис. 18.13. Распределение продольной силы

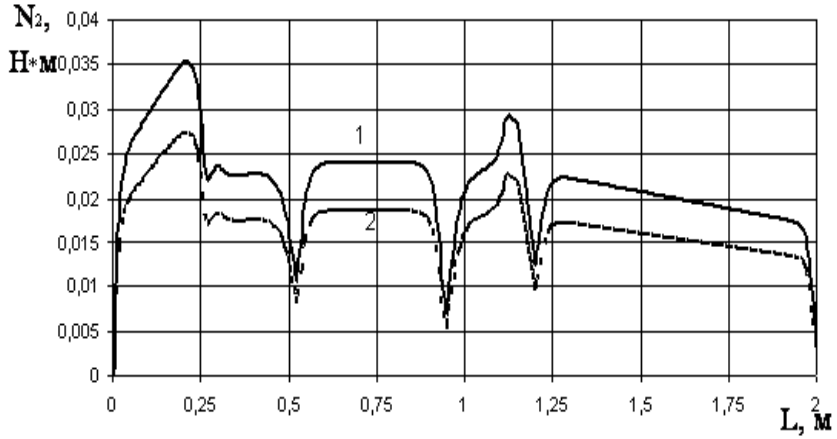
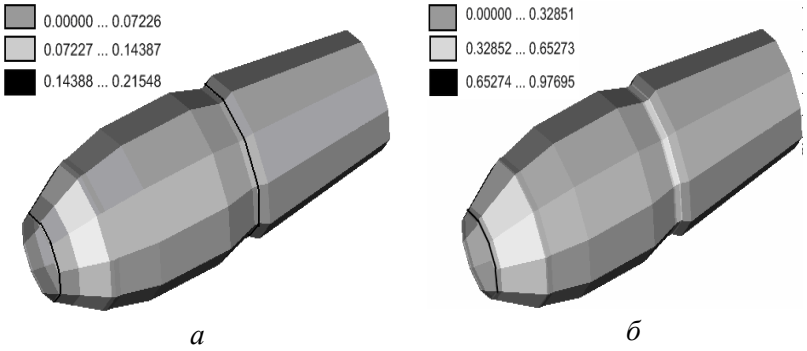


Рис. 18.14. Распределение окружной силы

На рис. 18.15 приведено распределение параметра повреждаемости на внешней стороне жаровой трубы двигателя. Буквами обозначено распределение параметра повреждаемости в разные моменты времени: *а* – в момент времени 10 часов, *б* – в момент времени, когда заканчивается скрытое разрушение (660 часов).



а *б*

а – 10 часов; *б* – момент разрушения

Рис. 18.15. Распределение параметра повреждаемости на наружной поверхности жаровой трубы двигателя

Особенностью деформирования жаровой трубы является то, что необратимые нормальные и продольные перемещения оказываются незначительными (0.1мм), что визуально при эксплуатации может быть незамечено, но накопление повреждаемости происходит вследствие действия механизмов высокотемпературной ползучести.

Таким образом, в результате численного моделирования задачи циклической ползучести определены параметры долговечности жаровой трубы ГТД и место, где происходит разрушение - зона горения (рис. 18.15, б). Анализ распределения параметра повреждаемости показывает, что в оболочечной конструкции есть другая зона с относительно большими значениями - область перехода между первичной и вторичной зонами ($\omega = 0.58 - 0.68$). При изменении некоторых конструктивных параметров и величин, характеризующих нагружение, весьма вероятно возникновение макротрещины и в этом месте.

Выводы. В главе изложен метод анализа долговечности тонкостенных элементов конструкций и результаты численного моделирования задач циклической ползучести и накопления

повреждаемости. На примерах высокотемпературного деформирования оболочечных конструкций, которые применяются в авиа- и ракетостроении, показана важность учета цикличности нагрузки при анализе циклической долговечности.

Установлено, что рассмотренным объектам, которые характеризуются достаточно сложной геометрией формы и нагрузок, присущи основные закономерности циклической ползучести: деформирование идет быстрее, а время эксплуатации оказывается меньше, чем при нагружении лишь статической составляющей. Вместе с тем выявлены новые закономерности: причиной разрушения камер сгорания ЖРД и ГТД, работающих в условиях совместного действия статической и циклических нагрузок, может оказаться лишь действие механизмов повреждаемости в результате циклической ползучести.

Список литературы:

1. Работнов Ю.Н. Элементы наследственной механики твердых тел. / Ю.Н. Работнов – М.: Наука, 1977.- 384с.

2. Малинин Н.Н. Расчеты на ползучесть элементов машиностроительных конструкций. / Н.Н. Малинин - М.: Машиностроение, 1981.- 221 с.

3. Breslavsky D. New experiments in dynamic creep. / D. Breslavsky, O. Morachkovsky // Proc. 15th Symp. on Experimental Mechanics of Solids. - Warsaw: Warsaw Techn. Univ, 1992. - P.29-31.

4. Breslavsky D. Cyclic creep constitutive equations with consideration of creep - fatigue interaction. / D. Breslavsky, O. Morachkovsky // Proc. of 1st International Conference on Mechanics of Time Dependent Materials. -Bethel: SEM, 1995. - P.61-66.

5. Altenbach H. Cyclic Creep-Damage in Thin-Walled Structures. / H. Altenbach, D. Breslavsky, O. Morachkovsky, K. Naumenko. // Journal of Strain Analysis for Engineering Design. Suffolk, UK, 2000. - Vol.35, No 1.- P. 1-11.

6. Бреславский Д.В. Ползучесть и разрушение тел при многоцикловом полигармоническом нагружении. / Д.В. Бреславский // Вестник Харьковского государственного политехнического университета. Сборник научных работ. - Харьков: ХДПУ, 1999. - Вип.36. - С.12-15.

7. Бреславский Д.В. Геометрически нелинейные задачи циклической ползучести оболочек вращения. / Д.В. Бреславский, О.К. Морачковский, А.А. Чупрынин // Вестник Харьковского государственного политехнического университета. Сборник научных работ. - Харьков: ХДПУ, 1999. - Вип.42. - С.49-53.

8. Бреславский Д.В. Метод асимптотических разложений в задачах имело- и многоцикловой ползучести материалов. / Д.В. Бреславский, О.К. Морачковский, О.А. Уварова // Вестник НТУ «ХПІ». -Харьков: НТУ "ХПІ", 2004.- №19. - С. 23-32.

9. Тайра С. Теория высокотемпературной прочности материалов. / С. Тайра, Р. Отани. - Г.: Металлургия, 1986. -280 с.

10. Писаренко Г.С. Прочность материалов при высоких температурах. / Г. С. Писаренко, В. Н. Руденко, Т. Н. Третьяченко, В. Т. Трощенко. - К.: Наукова думка, 1966. - 795 с.

11. Штода А.В. Конструкция авиационных двигателей. Часть 1. / А. В. Штода, С. П. Алещенко, В. С. Красавцев. – Х.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1958. – 387 с.

12. Даревский В.М. Методика расчета на прочность и устойчивость корпусов турбореактивных двигателей. / В.М. Даревский, Б.Д. Карташкин. – М.: Гос. изд-во оборонной пром-ти, 1956. – 159 с.

13. Collins J.A. Failure of Materials in Mechanical Design: Analysis, Prediction, Prevention. / J.A. Collins. - Sec. Ed. NY: Jonn Wiley and Sons, 1993. - 654 p.

14. Феодосьев В.И. Прочность теплонапряженных узлов жидкостных ракетных двигателей. / В.И. Феодосьев - М.: Оборониз, 1963. - 212 с.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ. БУДУЩЕЕ…

Многое изменилось за последние полвека в мире… Главным изменением был распад Советского Союза со своими отличающимися от всего остального мира системами экономики, промышленного производства, образования, науки, и создание на его месте новых государств. В новых странах финансирование научно-технической деятельности, связанной с ракетно-космической, ядерной, оборонной тематикой было существенно сокращено, а ряд направлений полностью уничтожен.

В условиях тяжелого экономического положения руководство «ХАРТРОНА», не получавшего необходимого государственного финансирования, вынуждено было пойти на резкое сокращение количества сотрудников, занимающихся ракетно-космической тематикой, на изменение направления деятельности многих своих подразделений. Потребность в инженерах, готовившихся кафедрой АУД, резко сократилась. К тому же уровень оплаты труда на предприятии оказался невысоким. Это привело к существенному сокращению числа специалистов, уходу многих из них в коммерческие структуры. Вины руководства предприятия в этом нет - все пред-

приятия оборонного комплекса СССР оказались в подобном кризисном положении. В Украине ситуация усложнялась еще и в связи с отсутствием полного цикла выпуска и запуска космических ракет.

Специальность «Динамика полета и управление» была создана с определенной целью обеспечения квалифицированными научными кадрами одного конкретного предприятия. На протяжении многих лет это было бесспорным преимуществом, гарантией успешного развития кафедры и специальности. После 1991 года преимущество превратилось в недостаток, и в дальнейшем кафедра была вынуждена принять решение о своем развитии в научно-образовательной области в двух направлениях. Первое - это сохранение «традиционного» образования, связанного с подготовкой специалистов – разработчиков систем управления летательными аппаратами, при усиленной фундаментализации обучения в рамках нового направления «Прикладная математика». Второе – подготовка специалистов в области информационных технологий, в том числе и для базового предприятия. Некоторые результаты нашей работы представлены в настоящем издании. Насколько они успешны - судить квалифицированному читателю.

Можно много говорить о недостатках советской системы планирования, технологии, производства в «наукоемких» отраслях. Конечно же, они были. С другой стороны, были бесспорные достижения, основанные на бескорыстном труде и энтузиазме инженеров и ученых, их заинтересованности и преданности делу. Кризис конца 80-х - начала 90-х годов, колоссальные изменения, прошедшие в социально-экономической структуре украинского общества, переход к рыночной экономике и открытости общества привели к тому, что старые способы организации производства и подготовки кадров перестали быть эффективными. Можно по-разному оценивать тот факт, что молодые люди, принимающие решения после школы о дальнейших направлениях своего образования, все реже выбирают инженерные специальности, но с ним необходимо считаться. Рынок труда в Украине все больше диктует свои правила, сок-

ращая количество вакансий для инженеров со средним по стране уровнем заработной платы. Для продолжения своей деятельности, невозможной без привлечения молодых способных выпускников, наукоемкие предприятия, в том числе и аэрокосмической промышленности, стали все больше уделять внимание выходу на международные рынки, предлагать свои услуги европейским и американским фирмам. Известны успехи флагманов украинского ракетно-космического комплекса, в том числе и «ХАРТРОНА», в совместных проектах «Морской старт», производства ракеты-носителя среднего класса «Антарес», спутников и систем управления ими для России, Италии, Египта и других стран. Множится число предприятий, выполняющих в Украине расчеты элементов конструкций по заказам мировых авиационных гигантов.

Освоение космоса за последнее десятилетие из государственного дела все больше становится делом частных корпораций. В рамках основанной одним из создателей Microsoft Полом Алленом и американской компанией Scaled Composites LLC программы по выпуску частных пилотируемых многоразовых космических кораблей типа Space Ship в 2004 году был подготовлен и выполнен первый пилотируемый полет. В 2010 году проведен испытательный полет уже восьмиместного ракетоплана. Недавно компания SpaceX осуществила успешный взлет и посадку на Землю ракеты- носителя Falcon 9 Reusable. Компания 4Frontiers Corp планирует в ближайшие пятнадцать лет не только выполнить пилотированный полет на Марс, но и основать там поселение. Примеры эти можно приводить и дальше. Ближайшие годы покажут, насколько успешными будут эти планы, но уже сейчас видно, что монополии на освоение космоса уже нет, что оно становится интернациональным делом, привлекающим внимание наиболее дальновидных бизнесменов.

В связи с этим у высших учебных заведений Украины, обладающих многолетним опытом подготовки инженеров и инженеров-исследователей для аэрокосмической промышленности, возникает шанс найти свое место в мировой системе высшего образования,

перейдя на подготовку специалистов, с одной стороны, овладевших всеми знаниями и умениями, характерными для лучших инженеров советского времени, а с другой стороны - знающих английский язык и готовых к работе в любой стране мира. Конечно, на этом пути нас ожидает немало трудностей, но другого пути для украинских вузов нет…

За прошедшие 50 лет специальность «Динамика полета и управление» знала и периоды расцвета, и тяжелые кризисные времена. Несмотря на непростые условия, продолжается ее путь в новой форме специальности «Прикладная математика», а коллектив кафедры систем и процессов управления, сохраняя свои лучшие достижения и традиции, готовит новые планы и прилагает все силы для продолжения научных исследований и совершенствования образования.

Харьков, июль 2014.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Алфавитный указатель имен

Аврамов В. П. 63, 73-74, 76-77, 89-90, 92
Аврамов К. В. 193, 198
Айзенберг Я. Е. 44, 49, 78, 81
Александров Е. Е. 73, 160-161, 165
Александрова И. Е. 162
Амбарцумян С. А. 72
Андреев Ю. М. 77, 81, 163, 187, 196, 217, 220
Асютин А. Д. 195-197, 204, 210-211, 213, 216
Ахиезер Н. И. 62, 138
Бабаков И. М. 57, 59-62, 67, 76-77, 90, 129-130, 138-139, 154
Багмут И. А. 192, 196, 210, 215, 220. 327, 342
Баженов В. Г. 85
Бармин В. П. 20
Белицкий А. В. 86
Белов А. И. 12, 83-86, 92, 100-101, 109, 111, 116, 118, 121, 123, 187, 220
Берг А. И. 72
Берлин Л. А. 27
Бернштейн С. Н. 60
Бесов Л. М. 162
Беттен Й. 451
Биргер И. А. 147
Бланк Я. М. 59
Боголюбов Н. Н. 144, 388, 410
Богомолов А. Ф. 20
Богомолов С. И. 63, 111, 138
Бойл Дж. 451
Браун Вернер фон 16
Бреславский Д. В. 107, 187, 189-192, 195-196, 199, 202, 205-209, 215, 219-220

Бурлаков А. В. 63, 138, 451
Бутырский А. А. 200
Вальтер А. К. 57, 59
Васильев А. А. 164
Вельбицкий И. В. 49
Волкович В. Л. 167
Волченко Ю. И. 164
Вольмир А. С. 59
Гагарин Ю. А. 34, 219
Галас О. С. 193, 196, 208, 220
Галкин Е. В. 165
Гамаюн И. П. 73, 166
Гардер С. Е. 110-111, 119, 153
Герасимов С. Д. 109, 111
Герчик К. В. 25
Гинзбург А. М. 15, 31, 33, 41, 46
Гладкий П. М. 81, 86-87, 95
Глазман И. М. 62, 76, 138
Глушко В. П. 19, 25, 50
Глушков В. М. 94
Годлевский М. Д. 73, 166-168
Голоскоков Е. Г. 10-11, 63, 99-102, 109-111, 114, 117, 119-121, 123, 136-143, 145-156, 179, 181, 209, 220, 388, 409-412
Голоскоков П. Г. 138
Гольдсмит В. 207
Гончар А. С. 45
Горелый А. В. 12, 63, 68-69, 72-74, 76, 85, 93, 95
Горчаков Н. Г. 410
Греттруп Гельмут 16
Григорянц Р. М. 26
Гризун М. Н. 194-196, 218, 220
Гришин Л. А. 25
Гробов В. А. 144-145
Гудзенко А. В. 195-196, 214, 216
Гудименко А. И. 44
Гужва В. А. 75, 109
Дабагян А. В. 5, 10-11, 53-55, 61-63, 66, 68-69, 71-74, 76-77, 82, 84-86, 89, 92-96, 100, 103-104, 110, 113, 122, 125-134, 138, 161, 166-167, 169, 175
Дабагян А. И. 126
Дабагян В. И. 126
Дабагян В. Ш. 126
Дабагян Н. А. 127
Дабагян Н. В. 127
Деникин А. И. 60
Дименберг Ф. М. 145
Дмитренко В. В. 111, 149
Дружинин Е. И. 363
Евстратов В. А. 363
Ермоленко В. М. 63, 71, 73, 77, 101, 109-110, 119
Ершов С. В. 194, 218
Жермунский Б. И. 110
Житник Л. С. 80
Задорожная Ю. А. 111
Зайцев Ю. И. 107, 110-111, 119, 152
Заплавский Е. О. 204, 361
Заруба В. Я. 73, 168-169
Звягинцев О. К. 198, 204
Золотько Е. В. 202-203

Иванов В. И. 170
Иванов И. Ф. 127
Ионов А. А. 220
Иоффе А. Ф. 56-57
Исаков Н. С. 78, 171
Исикова Н. Е. 149
Ишлинский А. Ю. 42
Калногуз А. Н. 12, 73-74, 77, 79, 82, 171, 190
Канило С. П. 111
Капица П. Л. 145, 410
Капустинский В. И. 25
Карабут Д. В. 192, 205-206
Кац А. М. 141, 410
Качанов Л. М. 451
Кир Б. А. 113
Киреев В. Н. 73, 84, 87-88, 101-102, 113-114, 150, 172, 187
Киркач Н. Ф. 66
Клемишин А. О. 123
Ключник А. Л. 110-111, 153
Коваленко П. А. 152
Кокорин Ф. Г. 61
Кононенко В. О. 147-148
Кононенко И. В. 94
Коноплев Б. М. 25-26, 41-43
Конорев Б. М. 46, 49
Концевой В. А. 25, 27
Копыл В. К. 45-46
Коренев Б. Г. 410
Кормилец Е. В. 121
Королев С. П. 15-17, 22-24, 40, 81
Корума С. С. 46, 49
Корытко Ю. Н. 195-196, 200, 204-208, 220
Костенко Ю. Т. 6
Кривоносов А. И. 46-48
Крылов А. Н. 56, 58, 144
Кузнецов В. И. 20, 25, 40, 42
Кузнецов Ю. А. 173-174, 190-191, 216
Кузьмин А. И. 174-175
Куликов В. Н. 31
Кульбачная И. П. 127-128, 130
Кунцев С. В. 111, 152
Курилов Е. А. 219
Курицын А. Б. 107
Куценко А. С. 73, 89, 175-176, 181
Лавинский В. И. 149
Лавочкин С. А. 50
Лазарян В. А. 87
Ландау Л. Д. 59
Лапыгин В. Л. 50
Ларин А. А. 363
Ласенко Р. Е. 109, 111
Лемешева Л. П. 100
Лесничий И. В. 176
Лихошерст Н. 88
Лурье А. И. 385
Лысак П. Н. 202-203
Льюис Ф. М. 140, 410
Ляпунов А. М. 59, 61
Майзель В. М. 59-60
Макаренко А. С. 30
Макаренко А. Я. 12, 73-74, 77, 80, 176-177
Малинин Н. Н. 451

Малхасян А. И. 126
Мальцев А. И. 177-178
Марченко Г. А. 70
Медведев И. Г. 78, 90
Медведев М. И. 129
Мельник В. Н. 198
Меркулов В. А. 200
Метелев В. А. 207
Митин В. Н. 102, 111, 217, 362-363
Митропольский Ю. А. 144, 388, 410
Морачковский О. К. 163, 180, 189-190, 206, 208, 217, 363
Мотылевская Р. Е. 100-111
Мураками С. 451
Назаров А. С. 192
Наумов И. В. 195-196, 199-200, 205, 207, 209, 220
Неделин М. И. 25-26
Некрасова М. В. 188, 192, 204, 210, 212, 361
Никульченко А. Г. 108, 112, 114
Носов А. И. 26
Обреимов И. М. 57, 59
Овчарова Д. К. 100-101, 111, 120, 149
Олейник С. В. 105, 178-179
Ольшанский С. В. 188, 198, 218, 220
Онищенко А. В. 192, 205, 207, 209
Осташев Е. И. 26
Отани Р. 456
Пащенко С. А. 205
Пёшль Т. 140, 410
Пикур Э. А. 63, 70, 73, 77-78, 87-88, 101-102, 104, 109, 120
Пилюгин Н. А. 16-17, 19, 33, 40, 42, 45
Плаксий Е. Ю. 204
Плаксий Ю. А. 108, 111-112, 114, 120-121, 179, 187, 217, 220, 227
Подгорный А. Н. 82, 451
Полухин Д. А. 50
Работнов Ю. Н. 451, 453
Раскин Л. Г. 162
Резник С. А. 197
Решетнев М. Ф. 50
Робук Ю. И. 82
Рожкова Т. И. 191
Романенко В. Н. 172, 174
Романив О. Н. 145
Рубашка В. П. 110-111, 152
Рязанский М. С. 16-17, 20, 40, 42
Сало В. А. 180
Салтыков Н. Н. 59-60
Северин В. П. 109, 181, 182
Семко М. Ф. 131, 149
Сенчук Ю. Ф. 77, 100, 102, 119
Сергеев В. Г. 5, 43, 50, 53-55, 63, 66, 80-81, 131-132
Синельников К. Д. 57, 59
Соляник О. В. 116, 227
Сорокин Е. С. 141
Сошенко Т. А. 88
Стадник В. Д. 46

Сталин И. В. 16, 32, 127
Стодол А. 56
Столетний В. С. 78
Сухоребрый В. Г. 78, 173
Счастливец К. Ю. 210, 212, 215-216, 219
Тайра С. 451, 456
Татаринова О. А. 188, 202, 205-206, 208, 216, 220
Телеусов В. Н. 197
Тимошенко С. П. 56-58
Тимченко Л. С. 100-111
Ткачук Н. В. 182-183
Товажнянский Л. Л. 7
Токмакова И. А. 107, 111
Уралов В. А. 46
Успенский В. Б. 101, 107-108, 111, 114-115, 118, 120-121, 183-184, 187, 192, 197-198, 205, 209-216, 219-220, 227, 342
Ушакова И. В. 100, 102, 111, 119
Филиппов А. П. 62, 67, 70, 87, 99, 130, 138-139, 142-143, 149, 151-152, 207, 388, 409, 411
Фирсов Г. Ф. 27
Фролов И. В. 197
Фролов Ю. А. 77, 84, 88, 101-103, 108, 111-114, 119, 121, 209, 227
Хацько Н. Е. 196, 210-211, 220
Хейхерст Д. Р. 451
Ходячих Г. В. 107
Хрущев Н. С. 27
Хуэй Лю 115, 209, 219, 227
Чайка Э. Г. 89, 95
Челомей В. Н. 35, 39-40, 50, 80
Шабош Ж.-Л. 451
Шевченко Ю. Н. 451
Шипулина Л. В. 12, 63, 73, 89, 91-92, 101, 111-112, 114, 121-122, 187, 220, 227
Ширяева Н. В. 205, 207, 219-220
Шиян И. В. 128
Шмидт О. Ю. 41
Штейнвольф Л. И. 138, 163, 217, 362-363
Щербина В. А. 63, 91
Янгель М. К. 22-23, 25, 27-28, 40, 42, 50

Наукове видання

Д. В. Бреславський, В. Б. Успенський, А. О. Ларін, С. О. Горєлова, В. П. Ольшанський, І. О. Багмут, Ю. О. Кузнєцов, С. В. Ольшанський, Ю. М. Андрєєв, О. К. Морачковський, Ю. А. Плаксій, О. А. Татаринова, О. Д. Асютін, М. В. Некрасова, С. В. Олійник, С. О. Пащенко, К. Ю. Счасливець

ДИНАМІКА ПОЛЬОТУ ТА УПРАВЛІННЯ: 50 РОКІВ У ХПІ

Монографія

Російською мовою

За авторською редакцією

Підписано до друку 06.08.2014 р.
Формат 60x84/16. Папір офсетний. Друк цифровий.
Гарнітура Times. Ум. друк. арк. 28,4.
Наклад 300 прим. Зам. № 20468

Видавництво «Друкарня Мадрид»
61024, м. Харків, вул. Ольмінського, 11, оф. 5
Тел.: (057) 764-03-79

Свідоцтво суб'єкта видавничої справи:
Серія ДК №4399 від 27.08.2012 року

Віддруковано в ТОВ «ДРУКАРНЯ МАДРИД»
61024, м. Харків, вул. Ольмінського, 11
Тел.: (057) 756-53-25
www.madrid.in.ua e-mail: info@madrid.in.ua