

обработки поля // Тракторы и сельскохозяйственные машины. – 1997. – № 3. – С. 27–28. **9. Шаповалов В. Д.** Автоматика топоориентированных технологий растениеводства // Техника в сельском хозяйстве. – 2001. – № 1. – С. 3–5. **10. Рвачев В. Л.** Геометрические приложения алгебры логики. – Киев: Техніка, 1967. – 212 с. **11. Стоян Ю. Г., Гиль Н. И.** Методы и алгоритмы размещения плоских геометрических объектов. – Киев.: Наукова думка, 1976. – 245 с.

Поступила в редколлегию 26.03.07

УДК 629.783

В. Б. УСПЕНСКИЙ, канд. техн. наук,
А. Д. АСЮТИН, студент НТУ «ХПИ»

РАЗРАБОТКА ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ ВРАЩЕНИЯ УПРУГОГО КЛА, УПРАВЛЯЕМОГО С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ ГИРОДИНОВ

Розроблено обчислювальну модель обертання пружного КЛА з гіросиловою системою управління орієнтацією та стабілізацією (СУОС), яка містить власно модель обертання КЛА, моделі датчиків та виконавчих органів системи управління та модуль алгоритмів математичного забезпечення СУОС. Розроблена модель призначається для тестування та аналізу алгоритмів СУОС, що проєктуються. Наведено зразок її використання

Разработана вычислительная модель вращения упругого КЛА с гиросиловой системой управления ориентацией и стабилизацией (СУОС), которая содержит собственно модель вращения КЛА, модели датчиков и исполнительных органов системы управления и модуль алгоритмов математического обеспечения СУОС. Разработанная модель предназначается для тестирования и анализа алгоритмов проектируемых СУОС. Приведен пример ее использования.

The calculable model of rotation of resilient Spacecraft (SC) with power gyroscopic control system by the orientation and stabilizing (CSOS) is developed. The model contains own model of rotation of SC, models of sensors and executive branches of the system management and module of algorithms of the mathematical providing of CSOS. The target of developed model is testing and analysis of algorithms of CSOS, which are designed. The example of the use of model is resulted.

Одним из этапов создания нового программно-математического обеспечения бортовых систем космических летательных аппаратов (КЛА), является отработка проектируемых алгоритмов на различных стендах. Статья посвящена вопросам построения и использования «исследовательского стенда» системы управления ориентацией и стабилизации (СУОС) КЛА, предназначенного для проверки теоретической концепции, полагаемой в основу разрабатываемых алгоритмов, их работоспособности и получения предварительных оценок эффективности функционирования в составе СУОС.

В [1,2] описан специальный многофункциональный программный комплекс, созданный для решения подобных задач и использованный, в

частности, при создании системы управления спутника дистанционного зондирования «Ресурс-ДК». В данной статье отражены собственные результаты, полученные авторами в этом направлении с учетом ограниченных требований к «исследовательскому стенду». Таким образом, цель данной работы можно сформулировать как задачу построения достаточно простой вычислительной модели управляемого вращения упругого КЛА, учитывающей наиболее значимые факторы, влияющие на эффективность управления, и ее использование для тестирования различных алгоритмов СУОС.

Структурная схема моделирующего стенда включает в себя следующие блоки (см. рис. 1): модель вращения упругого КЛА, модель датчиков угловой скорости (ДУС) и гироскопов (ГД), а также блок алгоритмов СУОС: определения скорости вращения и ориентации КЛА и управления ГД. Кратко остановимся на описании каждого блока и методике проверки его адекватности.

В соответствии с [3] КЛА с упругими элементами (панели, антенны и т.п.) моделируется в виде жесткого ядра с присоединенными к нему стержнями. Из инженерной практики известно, что такая модель адекватна, когда центральное ядро существенно массивнее упругих элементов конструкции.

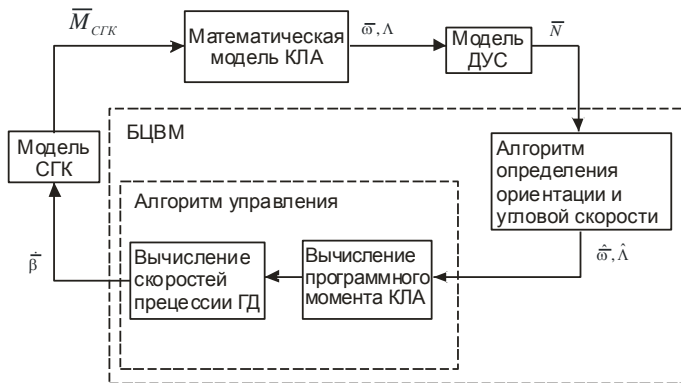


Рис. 1 – Структурная схема моделирующего стенда КЛА

Ориентация жесткого ядра КЛА в пространстве задается кватернионом, а деформация стержня характеризуются отклонением упругого элемента от положения в недеформированном состоянии. В этих условиях математическая модель упругого КЛА имеет вид

$$\begin{cases} \dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \bar{\omega}; \\ I \dot{\bar{\omega}} + (\bar{\omega} \times I \bar{\omega}) = \bar{M}_{СГК} + M_B + L \ddot{\bar{x}}; \\ \ddot{\bar{x}} + K \dot{\bar{x}} + C \bar{x} = Q \dot{\bar{\omega}}. \end{cases} \quad (1)$$

где I – матрица моментов инерции КЛА; L – матрица влияния упругих элементов на движения жесткого ядра; Q – матрица влияния движения жесткого ядра на динамику упругих элементов; \bar{x} – вектор деформации упругих элементов. Первые два уравнения описывают динамику жесткого ядра КЛА. Последнее уравнение описывает динамику упругих элементов.

Учитывая высокий порядок системы (в модельном примере - 32) и ее нелинейность, получить аналитическое решение оказывается затруднительным, поэтому для моделирования вращения КЛА применяется процедура численного интегрирования. Было установлено, что устойчивость численного интегрирования такой системы при характеристиках объекта и исходных данных, близких к реальным, обеспечивается методом Рунге-Кутты 4-го порядка с шагом 0.01 с. Разработанный модуль был протестирован на модельном вращении, имеющем аналитическое описание.

В составе модели СУОС была реализована модель ДУС с дискретным выходом, включающая такие инструментальные погрешности, как дрейф гироскопа, погрешность масштабного коэффициента, несоосность осей чувствительности и осей связанной с КЛА системы координат (ССК). Моделирование информационного выхода ДУС осуществляется по формуле

$$\bar{N}_n = \text{Entier} \left(K^{-1} \int_0^{t_n} (G^{-1} \bar{\omega} + \delta \bar{\omega}) dt \right), \quad (2)$$

в которой $\bar{\omega}$ - вектор истинной угловой скорости, $\delta \bar{\omega}$ - вектор дрейфа ДУСов, G^{-1} - матрица преобразования ССК к системе осей чувствительности ДУСов, K - диагональная матрица масштабных коэффициентов преобразования аналогового сигнала к дискретному. Указанные параметры соответствуют своим истинным значениям. Для использования в алгоритмах определения текущей скорости и ориентации КЛА вычисляется оценка вектора приращения угла кажущегося поворота

$$\nabla \bar{\theta}_n = \hat{G} (\hat{K} \cdot \nabla \bar{N}_n - \delta \hat{\omega} \cdot \Delta t), \quad (3)$$

в которой $\nabla \bar{N}_n = \bar{N}_n - \bar{N}_{n-1}$, $\hat{G}, \delta \hat{\omega}, \hat{K}$ - оценка одноименных параметров инструментальных погрешностей, известная с некоторой погрешностью, $\Delta t = t_n - t_{n-1}$ - такт работы алгоритмов определения ориентации. Отличие оценок инструментальных погрешностей от их истинных значений, а также

операция взятия целой части в (2) обуславливают погрешность измерений и первичной обработки информации с ДУС.

Исполнительным устройством рассматриваемой СУОС является силовой гироскопический комплекс (СГК). Вычислительная модель СГК представляет собой алгоритм, на вход которого поступают расчетные, или требуемые, значения скорости прецессии ГД (управление) $\dot{\beta}$, а на выходе формируется вектор динамического момента, воздействующий на корпус КЛА. Такое преобразование осуществляется в соответствии с выражением

$$\bar{M} = L(\bar{\beta}) \cdot \dot{\beta} - \bar{\omega} \times \bar{H}_{\Sigma}(\bar{\beta}), \quad (4)$$

в котором $\bar{\beta}$ - вектор текущих значений углов прецессии ГД, \bar{H}_{Σ} - суммарный кинетический момент СГК, $L = \frac{\partial \bar{H}_{\Sigma}}{\partial \bar{\beta}}$ - якобиан, $\dot{\beta} = \mathfrak{R}(\dot{\beta})$ - вектор реализуемых скоростей прецессии ГД, связанный с расчетным вектором управления некоторым нелинейным преобразованием, учитывающим особенности реальных ГД и вносящим дополнительную погрешность.

Центральным с точки зрения решения целевой задачи является модуль исследуемых алгоритмов обработки информации, впоследствии реализуемых в составе ПМО СУОС. Он включает в себя оценку мгновенной угловой скорости вращения КЛА, алгоритмы вычисления ориентации по информации ДУСов и алгоритмы управления.

В рассматриваемой реализации угловая скорость по данным (3) определяется в соответствии с методом Ньютона, кватернион ориентации - по алгоритму 3-го порядка, изложенному в [4]. Для тестирования и оценки точности этих алгоритмов вычисленные результаты сравнивались с эталонными значениями, формируемыми моделью вращения КЛА (1) (см. рис.2). Здесь приведены графики относительной погрешности оценки угловой скорости и угловой меры кватерниона рассогласования между вычисленной и эталонной ориентацией.

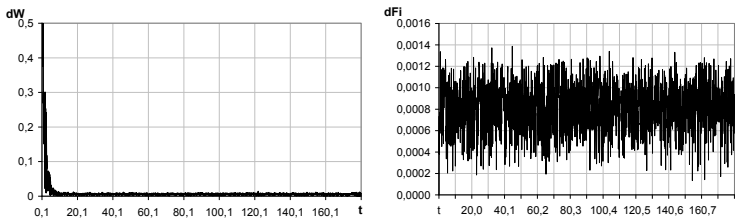


Рис. 2 – Погрешности значений угловой скорости и кватерниона ориентации

Из графиков, в частности, видно, что на начальном этапе погрешность вычисления угловой скорости велика, что связано со значительным возмущением со стороны упругих элементов. Далее, по мере затухания колебаний упругих элементов, методическая ошибка становится незначительной, что говорит о достаточной точности реализованных алгоритмов. Заметим также, что как для оценки угловой скорости, так и для ориентации, при отсутствии возмущений погрешность носит шумовой характер, что объясняется случайной ошибкой, вносимой дискретизацией измерений ДУС и косвенно свидетельствует об отсутствии ошибок программной реализации алгоритмов.

Далее, блок гиросилового управления состоит из следующих алгоритмов [5]: вычисление программного момента; вычисление из условия устойчивой реализации программного вращения поправок к программному моменту с учетом измеренной угловой скорости и ориентации КЛА; вычисление требуемых скоростей прецессии ГД, обеспечивающих реализацию динамического момента; сглаживание вычисленных скоростей прецессии с помощью цифрового фильтра низких частот.

В качестве примера использования разработанной вычислительной модели опишем проведенный вычислительный эксперимент.

Для выбора наилучшего было реализовано четыре алгоритма управления СГК, изложенных в [5]: простейший алгоритм с псевдообратной матрицей; алгоритм на основе минимизации равномерной нормы вектора управления с реконfigurацией СГК; алгоритм с градиентной добавкой и алгоритм с использованием сингулярно-робастного псевдообращения матрицы Грамма. В качестве критериев эффективности алгоритмов принимались следующие показатели: конфигурация СГК в конце маневра; терминальная погрешность ориентации и угловой скорости, отражающая точность выполнения заданных конечных условий маневра. Моделировалось два режима работы СУОС: режим переориентации и режим перезакрутки. Меняя планируемое время маневра от 90 до 180 секунд, проанализирована эффективность алгоритмов управления в каждом из режимов, после чего отобраны два наиболее конкурентоспособные: алгоритм на основе минимизации равномерной нормы с реконfigurацией и алгоритм с сингулярно-робастным псевдообращением матрицы. Для краткости в дальнейшем будем их называть соответственно «первым» и «вторым» алгоритмом.

Алгоритмы сравнивались по значению определителя матрицы Грамма в конце маневра. Рассматривая зависимость этого критерия от планируемой продолжительности маневра в двух режимах работы СУОС (см. рис.3) видно, что при малых продолжительностях маневра практически везде более эффективным является 1-й алгоритм, при значительной продолжительности алгоритмы эквивалентны.

С другой стороны, по величине погрешности реализации терминальных условий ориентации однозначно выделить лучший во всех случаях алгоритм по приведенным результатам моделирования нельзя (см. рис.4).

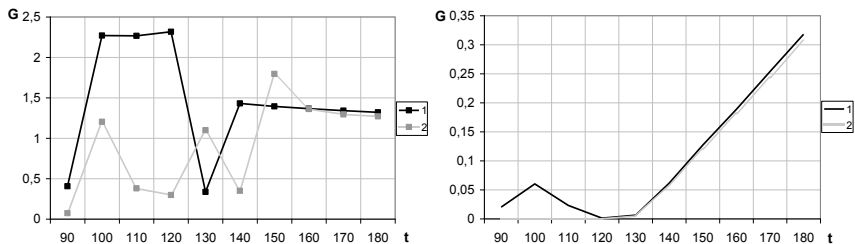


Рис. 3 – Зависимость определителя матрицы Грама от продолжительности маневра

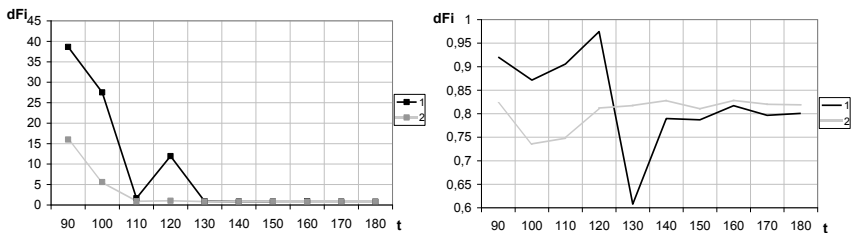


Рис. 4 - Зависимость терминальной погрешности ориентации от продолжительности маневра.

Таким образом, разработанная вычислительная модель может служить инструментом для предварительного тестирования и анализа алгоритмов СУОС упругого КЛА. Программная реализация стенда при необходимости допускает модификацию любого модуля, в том числе в сторону детализации и усложнения математических моделей.

Список литературы: 1. Бутырин С.А., Герасин С.А., Герасин И.А., Сомов Е.И. Технология создания моделей и задач в системе ДИНАМИКА // Программные продукты и системы, 1999, N 1, с. 38-41. 2. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Герасин С.А., Герасин И.А. Программное средство ДИНАМИКА в имитации гиросиловых отказоустойчивых систем управления ориентацией космических аппаратов // Навигация и гироскопия, 1999, N 2(25), с. 92-107 3. Дегтярев Г. Л., Сиразетдинов Т.К. Теоретические основы оптимального управления упругими космическими аппаратами. М.: Машиностроение. - 1986. - 214 с. 4. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука. - 1973. - 320 с. 5. Успенский В.Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата. Монография. - Харьков: НТУ «ХПИ». - 2006. - 328с.

Поступила в редколлегию 19.03.07