

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»**

Шевченко Сергій Андрійович



УДК 621.646.45

**УДОСКОНАЛЕННЯ ПНЕВМОСИСТЕМИ ЗАПУСКУ РАКЕТНИХ
ДВИГУНІВ ШЛЯХОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТИСКУ РОБОЧОГО ТІЛА ТА
ПОЛІПШЕННЯ ЇЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

Спеціальність 05.05.17 – гідравлічні машини та гідропневмоагрегати

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Харків – 2017

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано у відділі агрегатів автоматики рідинних ракетних двигунів Державного підприємства «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля» Державного космічного агентства України, м. Дніпро.

Науковий керівник доктор технічних наук, професор
Степанов Михайло Сергійович,
Національний технічний університет
«Харківський політехнічний інститут», м. Харків,
декан машинобудівного факультету

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Білогуб Олександр Віталійович,
Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут», м. Харків,
професор кафедри конструкції авіаційних двигунів

кандидат технічних наук, доцент
Кулініч Сергій Павлович,
Сумський державний університет, м. Суми,
доцент кафедри прикладної гідроаеромеханіки

Захист відбудеться « 8 » червня 2017 р. о 14³⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.050.11 в Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, м. Харків, вул. Кирпичова, 2, кафедра турбінобудування, ауд. № 1.

З дисертацією можна ознайомитись в бібліотеці Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, м. Харків, вул. Кирпичова, 2.

Автореферат розісланий « 26 » квітня 2017 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради



Юдін Ю.О.

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Сучасні ракети-носії (РН) виконують широке коло задач з виводу космічних літальних апаратів на задані орбіти. Для розширення спектра послуг з виводу супутників на різні типи орбіт висуваються вимоги до верхніх ступенів РН і розгінних блоків по забезпеченню багаторазового запуску двигунів у польоті. Для включення рідинного ракетного двигуна (РРД) верхніх ступенів РН із насосною системою подачі компонентів палива в камеру згоряння застосовують різноманітні способи, у тому числі здійснюють розкручування ротора турбонасосного агрегату (ТНА) за допомогою стисненого газу, що зберігається на борту РН у балоні високого тиску. Для цього використовують спеціальні пневмосистеми запуску, що мають істотний недолік – при витраті газу тиск у балоні падає. Тому для дотримання ідентичності запусків важливим є забезпечення стабілізації тиску в колекторі соплового апарата турбіни. Для вирішення цього в пневмосистемі запуску включений розроблений і всебічно досліджений дисертантом регулятор тиску газу, що має високу пропускну спроможність та пневмокерування.

У результаті на двигуні РД861К РН «Циклон-4» реалізована пневмосистема запуску з автоматичним регулюванням. Відповідно до свого призначення система повинна забезпечити високий рівень надійності, мати малу масу, габарити, короткотривалі перехідні процеси при спрацюванні, припустимі закиди тисків, точність регулювання і відсутність високоамплітудних коливань витрати газу. Виконання цих вимог залежить від параметрів регулятора й їхньої погодженості з конструктивними параметрами інших агрегатів системи.

Для вибору оптимальних значень конструктивних параметрів на стадії проектування важливою задачею є розробка математичної моделі, що описує динамічні характеристики пневмосистеми запуску. Причому відомі розрахункові методи дослідження пневмосистем різного призначення не можуть бути безпосередньо застосовані для вирішення цієї задачі, оскільки не враховують специфічних конструктивних і функціональних особливостей даного пристрою, і вимагають істотного уточнення та доробки.

У даній роботі ця та інші задачі досліджень вирішуються на прикладі пневмосистеми запуску маршового двигуна 3-го ступеня РН «Циклон-4», розробленої в ДП «КБ «Південне» за безпосередньої участі дисертанта. Отримані результати використані при проектуванні перспективних двигунів для вітчизняних і закордонних РН.

Отже, науково-практична задача щодо вдосконалення пневмосистеми запуску РРД і розробки конструкції регулятора тиску газу з високою пропускнуною спроможністю, який задіяний у системі разом з іншими агрегатами і компонентами, є **актуальною**, спрямованою на поліпшення динамічних та експлуатаційних характеристик пневмосистем запуску рідинних ракетних двигунів багаторазового включення, та визначила напрям дисертаційного дослідження.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами й темами. Роботу виконано в ДП «КБ «Південне» за особистою участю автора в розробці агрегатів автоматики перспективного маршового РРД для проекту «Циклон-4» (державний контракт № 14-01/04 від 09.04.2004 р.), а також РД809К й інших двигунів, що роз-

робляються ДП «КБ «Південне» за контрактами з іноземними замовниками.

Мета та задачі досліджень. Мета: поліпшення характеристик пневмосистеми запуску РРД багаторазового включення для верхнього ступеня ракети-носія за рахунок використання регулятора тиску газу із пневмокеруванням і впровадження рекомендацій з настроювання параметрів цього регулятора, розроблених на основі експериментальних і розрахункових досліджень пневмосистеми.

З поставленої мети роботи сформульовані **задачі**:

- удосконалити математичну модель роботи пневмосистеми з врахуванням результатів дослідження на стенді й у складі двигуна при вогневих випробуваннях;
- розробити методику розрахунку сил тертя й витоків газу у фторопластових манжетах регулятора;
- розробити методику розрахункового дослідження пневмосистеми запуску РРД на динамічну стійкість і автоколивання;
- модернізувати стенд для динамічних досліджень цієї пневмосистеми;
- виконати комплексне розрахунково-експериментальне дослідження й обґрунтувати вибір параметрів регулятора, що забезпечують стабілізацію тиску робочого тіла на всіх включеннях.

Об'єкт дослідження – термодинамічні, газодинамічні й вібротехнічні процеси пневмосистеми запуску РРД.

Предмет дослідження – пневмосистема запуску РРД багаторазового включення з регулятором тиску газу, що має високу пропускну спроможність.

Методи дослідження. У роботі використовуються теоретичні й експериментальні методи дослідження. Математичне моделювання процесів в агрегатах пневмосистеми запуску здійснювалося з використанням методів термодинаміки, газодинаміки, механіки деформівного твердого тіла, вібротехніки, теорії автоматичного керування, теорії теплообміну, математичної фізики, операційного числення. Для рішення рівнянь математичних моделей застосовувалися числові методи, реалізовані в програмному середовищі MathCAD.

Експериментальні дослідження виконувалися в лабораторії ДП «КБ «Південне» (м. Дніпро) при використанні апробованих систем реєстрації параметрів з подальшою розшифровкою сигналів датчиків і обробкою результатів за стандартними методиками. Крім того, розроблена пневмосистема запуску проходила вогневі випробування у складі двигуна.

Наукова новизна роботи:

1. Уперше врахована інерційність газу при його витіканні із сферичних балонів і отримана формула для розрахункової оцінки приведеної маси газу, що дозволило уточнити розрахункові частоти й амплітуди коливань газу у вхідному трубопроводі пневмосистеми та домогтися їхньої збіжності з результатами експерименту.

2. Уперше на основі моделі реального газу Абеля виконано коректування формул Сен-Венана для витрати гелію через отвір, при якому враховані фактор стисливості гелію та ефект Джоуля-Томсона. Це дозволило уточнити темп зниження тиску в балоні й одержати динамічні характеристики пневмосистеми запуску РРД, близькі до результатів експерименту.

3. Уперше для манжетного ущільнення, яке виготовлено із фторопласту й забезпечено розпірною пружиною пелюсткової форми, розроблена математична

модель для розрахунку напружень, деформацій і зазорів, які виникають у його деталях при роботі в регуляторі тиску газу, що дозволило визначити розрахункові величини сили тертя й витоків газу, які підтверджені експериментально.

4. Уперше при гармонійній лінеаризації коливань витрати газу через дросель врахована стисливість газу у глухій камері, що дало можливість за допомогою аналітичних співвідношень зв'язати характеристики стійкості й коливальності пневмосистеми запуску РРД із розмірами трубопроводів, діаметром жиклера лінії керування й для оптимізації динамічних характеристик розробити порядок настроювання системи на автоколювання малої амплітуди.

5. Уперше розроблений і проведений експеримент для визначення швидкості поширення хвилі тиску газу по каналу з гофрованою стінкою, що дозволило уточнити вплив вихідного тракту лабораторного стенда на динамічні характеристики пневмосистеми.

Практична значимість отриманих результатів полягає в наступному.

1. Технічні рішення й рекомендації практично реалізовані в пневмосистемі запуску двигуна 3-го ступеня ракети-носія «Циклон-4», а також використані у нових розробках РРД в ДП «КБ «Південне» й за контрактами із закордонними замовниками. Доведено істотне поліпшення динамічних характеристик при прийнятній масі й габаритах пневмосистеми.

2. На основі синтезу відомих і запропонованих методів розрахунку розроблені методика й комп'ютерна програма для аналізу робочого циклу пневмосистеми запуску РРД, які враховують коливання стовпів газу в трубопроводах і їхнє демпфірування, стисливість, нагрівання й теплообмін газу зі стінками порожнин, ефект Джоуля-Томсона для витрати через дросель або прохідний переріз клапана, інерційність газу в сферичних балонах, газодинамічні сили, що діють на клапани, коливання витків замикаючих пружин, розмикання кінематичного ланцюга у приводах регуляторів, сухе тертя в ущільнювальних манжетах. Методика може використовуватись при аналізі інших агрегатів пневмоавтоматики РРД, зокрема – бортового джерела потужності приводу кермової машини.

3. Розроблено методику й комп'ютерну програму для розрахункового аналізу пневмосистеми запуску РРД на динамічну стійкість й автоколювання. Ця методика може застосовуватись й для інших систем, у яких використовуються регулятори тиску газу із пневмокеруванням і розгалужені трубопроводи.

4. У розроблених методиках реалізовані нові алгоритми й методи розрахунку контактної температури стінки порожнини, параметрів напружено-деформованого стану вусів манжети, ефективного зазору між манжетою й стінкою, поля швидкостей газу при його витіканні із сферичного балона, початкових параметрів газу при включеннях пневмосистеми, імпедансу розгалуженої системи трубопроводів, частот й амплітуд вільних коливань пневмосистеми, параметрів коливальної границі динамічної стійкості, а також новий метод аналізу граничного циклу коливань на стійкість. Використання цих методів дозволило забезпечити невисоку трудомісткість розрахунку при високій точності запропонованих моделей, що використовувались.

5. У ході дослідження отримані нові та уточнені відомі аналітичні методики наближеного розрахунку газодинамічних сил у прохідному перерізі клапана та у плоскому кільцевому зазорі поршня, фактора газодинамічного опору металорукава,

коефіцієнтів тепловіддачі для стінок порожнин різної форми, приведеної маси газу в сферичному балоні і його штуцері, сили й коефіцієнтів тертя фторопластової манжети, амплітуд пульсацій сили тертя в манжеті й витрати газу через дросель, фактору стисливості й ентальпії гелію, модулю пружності гелію й швидкості звуку в трубопроводі з гелієм, витрати маси гелію через дросель із врахуванням фактору стисливості й ефекту Джоуля-Томсона. Для діапазону температур 200...350 К та тисків 0...40 МПа отримане наближене рівняння стану гелію як реального газу Абея. Ці аналітичні методики мають теоретичне й експериментальне обґрунтування й можуть бути використані при розробці пневмосистем різного призначення.

6. При підготовці дисертації отримано три патенти на винаходи.

Особистий внесок здобувача. Всі результати дисертаційної роботи, які вносяться на захист як пункти наукової новизни й практичної значимості, отримані особисто автором. Крім того, здобувачем зроблений вибір напрямків досліджень, проведені розрахункові й експериментальні дослідження, розроблені математичні моделі й конструкція регулятора, а також виконаний аналіз результатів досліджень.

Апробація роботи. Основні результати роботи доповідалися й обговорювалися на 2-й, 3-й і 4-й молодіжних науково-практичних конференціях «Людина і космос» (м. Дніпропетровськ, 2000, 2001 і 2002 р.р.); 5-й Міжнародній конференції «Космические технологии: Настоящее и будущее» (Дніпропетровськ, 2015 р.); 6-му, 7-му, 20-му і 21-му Міжнародних конгресах двигунобудівників (с. Рибаче, Крим, 2001, 2002 р.р., с.м.т. Коблево, 2015, 2016 р.р.).

Публікації. Основні наукові результати дисертації опубліковані у 15-ти наукових статтях, серед яких 2 у закордонних й 13 у вітчизняних спеціалізованих виданнях, затверджених ДАК України й включених у міжнародні наукометричні бази Index Copernicus, Google Scholar та ін., з них 5 у наукових журналах і 10 у збірниках наукових статей; у 6 тезах доповідей на міжнародних конференціях і конгресах; у 3 патентах України, один з них відзначений Дипломом і Золотою медаллю ІХ Міжнародного салону винаходів і нових технологій «НОВОЕ ВРЕМЯ», 2013 р.

Структура й обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається із вступу, п'яти розділів, висновку, списку використаних джерел інформації і семи додатків. Обсяг дисертації – 301 сторінка, з яких 138 рисунків і 15 таблиць на 75 сторінках, 6 рисунків за текстом, список використаних джерел з 117 найменувань на 12 сторінках, 7 додатків на 55 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтована актуальність дослідження, розглянутий стан проблеми, сформульовані мета й задачі дослідження, зазначені шляхи їхнього рішення, наведена інформація про наукову новизну й практичну цінність роботи, відзначений особистий внесок здобувача в отриманні результати дослідження, подана інформація про апробацію результатів дослідження.

У першому розділі показано, що система запуску РРД багаторазового включення (рис. 1), розроблена для верхнього ступеня ракети-носія з використанням регулятора тиску із пневмокеруванням (рис. 2, а), має потенціал розвитку й конкурентні переваги в порівнянні з іншими схемами даного призначення.

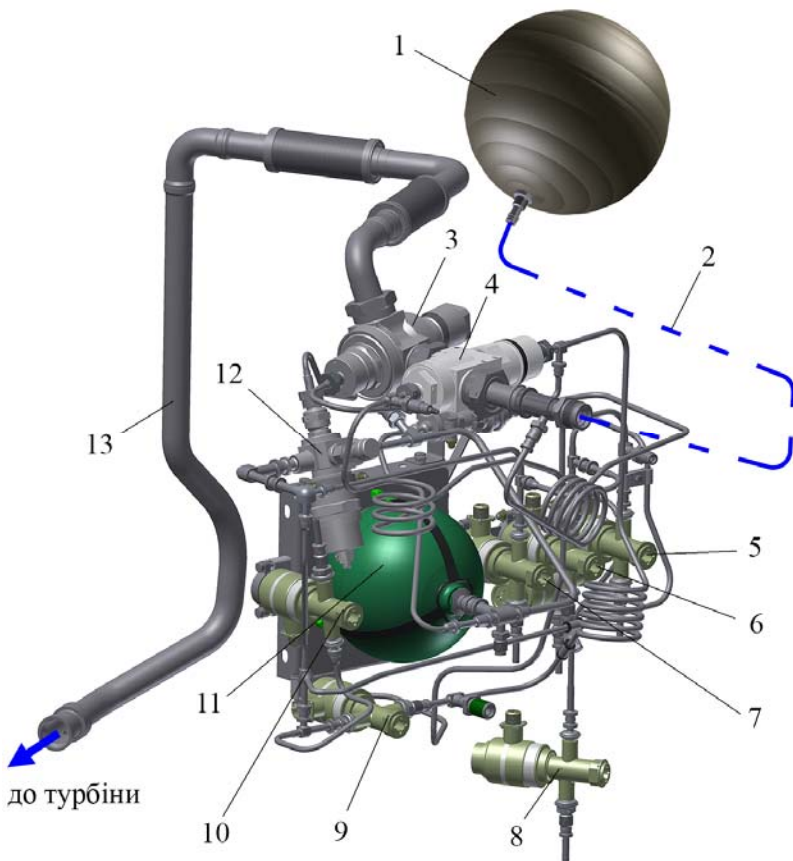
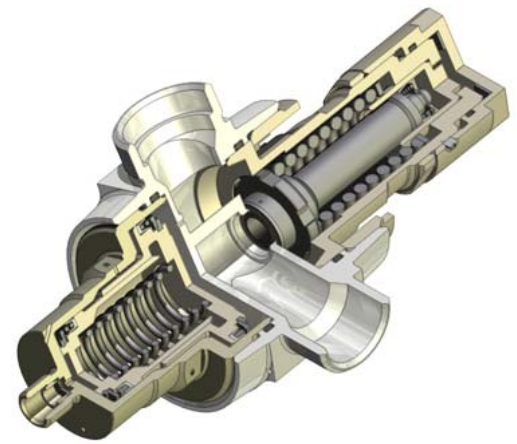


Рисунок 1 – Пневмосистема запуску РРД:
 1, 11 – балони; 2 – вхідний трубопровід;
 3 – регулятор тиску; 4 – пневмоклапан;
 5 – 10 – електропневмоклапани; 12 – регулятор тиску керування; 13 – вихідний трубопровід



а



б

Рисунок 2 – Регулятори пневмосистеми:
 а – основний, з пневмокеруванням;
 б – який керує, з пружинним настроюванням тиску

Система забезпечує трапецеїдальний імпульс подачі газу із плоскою, стабілізованою для всіх включень, вершиною й гранично крутими фронтами (рис. 3). У розділі описані основні елементи пневмосистеми, принципи їхньої дії, і обкреслене коло актуальних наукових задач,

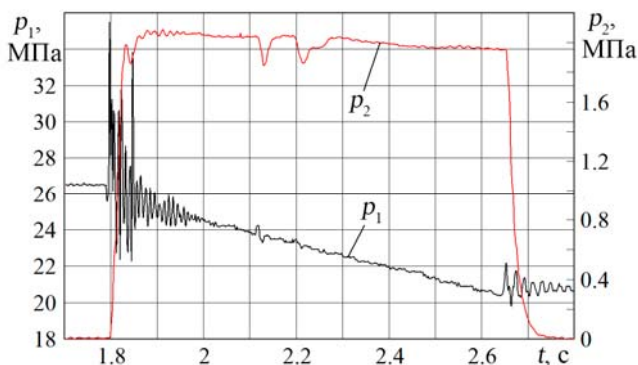


Рисунок 3 – Тиск гелію до (p_1) і після (p_2) основного регулятора при другому включенні РРД
 математичні моделі прикладної газодинаміки – дискретна ізотермічна й дискретно-континуальна адіабатична, причому друга модель була досить детальна та враховувала коливання стовпів газу в 11-ти трубопроводах (для чого використовува-

не коло актуальних наукових задач, які намічено вирішити при вдосконаленні цієї системи. Зазначено можливості й відзначені недоліки базового комплексу розрахункових і експериментальних методів дослідження, використаних в ДП «КБ «Південне» при розробці, доведенні й випробуваннях експериментального зразка пневмосистеми.

На перших етапах проектування системи використані відомі

вся метод інваріантів Рімана із загасаючими амплітудами), коливання витків 6-ти пружин, установлених у приводах клапанів і поршнів регуляторів, зміна тиску в 22-х порожнинах. Це дозволило одержати якісну збіжність результатів розрахунку й експерименту та відкоригувати конструкцію (рис. 4) і параметри основного регулятора. Але аналіз виявив помітні кількісні розбіжності по амплітудах та частотах коливань тиску газу, що призводило до викривлення витрати робочого тіла й завищених коливань температури в тупикових порожнинах.

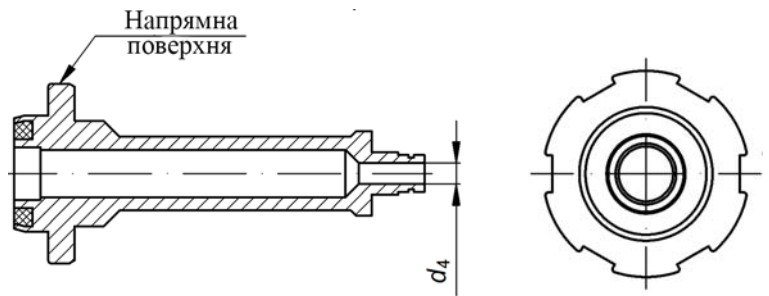


Рисунок 4 – Пази на напрямній поверхні клапана

Крім того, відсутність надійних формул для розрахунку газодинамічних сил, які діють на клапани, та сил тертя в манжетних ущільненнях перешкоджала створенню розрахункового методу для аналізу пневмосистеми на динамічну стійкість й автоколивання у реальних умовах експлуатації.

У другому розділі виконано уточнення математичної моделі роботи пневмосистеми запуску РРД і для її динамічних характеристик доведено збіжність отриманих розрахункових даних з результатами лабораторних і вогневих випробувань.

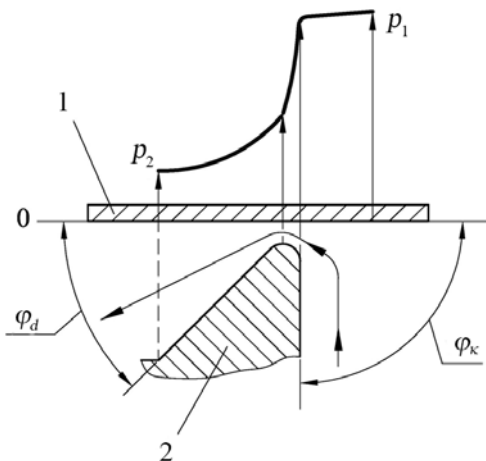


Рисунок 5 – Радіальне поле тиску газу у зазорі між таріллю клапана і сідлом

По-перше, розрахунок тисків у зазорі між клапаном і сідлом (рис. 5) за ізентропічними формулами сопла, наведеними у монографії проф. Л.Г. Лойцяньського, привів до нової залежності для газодинамічної сили $F_{z,d}$; показано, що вона змінюється пропорційно площі μf ефективного перерізу клапана:

$$F_{z,d} = K_{z,d} \cdot \mu f \cdot (p_1 - p_2), \quad K_{z,d} \approx 0.3 \dots 0.4.$$

По-друге, на основі формули для коефіцієнту тепловіддачі від газу до стінки акад. М.О. Михеєєва й аналітичних рішень рівняння теплопровідності для стінки трубопроводу отримана відома з робіт проф. Г.О. Атанова

та ін. авторів конкретизація загальних рівнянь одномірної газової динаміки:

$$\left\{ \begin{aligned} \partial U / \partial t + U \partial U / \partial x + (1 / \rho) \partial p / \partial x &= -2KU; \\ \partial p / \partial t + U \partial p / \partial x + a^2 \rho \partial U / \partial x &= 0, \end{aligned} \right. \quad (1)$$

де U , p , ρ – швидкість, тиск і густина газу в перерізі x у момент часу t ; K – фактор газодинамічного опору. Виявилось, що для магістральних трубопроводів у рівняннях (1) швидкість звуку a варто обчислювати за адіабатичною формулою $a = \sqrt{kRT}$, а для трубопроводів лінії керування – за ізотермічною формулою $a = \sqrt{RT}$, де k – показник адіабати; R – газова постійна; T – температура газу в балоні на початку чергового включення пневмосистеми.

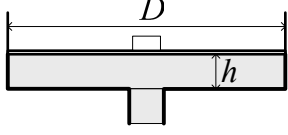
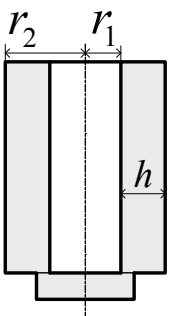
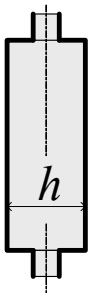
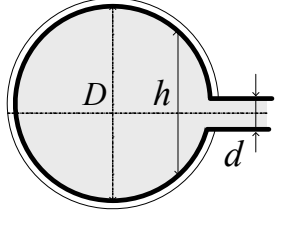
Аналогічно отримані формули для коефіцієнтів конвективної α_{om}^K і дифу-

зійної α_{om}^{δ} тепловіддачі від газу до стінок порожнин пневмосистеми, що враховують форму порожнини (табл. 1):

$$\alpha_{om}^{\kappa} = 0.021 c_p^{0.43} \mu_2^{-0.37} \lambda_2^{0.57} (\dot{m} / \Pi)^{0.8} / h; \quad \alpha_{om}^{\delta} = K_{\alpha} \cdot \lambda_2 / h, \quad (2)$$

де c_p , μ_2 , λ_2 , \dot{m} – теплоємність, в'язкість, теплопровідність і витрата газу.

Таблиця 1 – Параметри формул (2) для розрахунку теплообміну

Форма і розміри порожнини				
Конвективний теплообмін	$\Pi = 0.7 \pi D$	$\Pi = \pi(r_1 + r_2)$	$\Pi = 0.25 \pi h$	$h = 0.48 D,$ $\Pi = 0.12 \pi D$
Дифузійний теплообмін	$K_{\alpha} = 4.94$	$K_{\alpha} = 4.94$	$K_{\alpha} = 5.76$	$h = D, K_{\alpha} = 6.7$

Коефіцієнти тепловіддачі використано у новому методі розрахунку нестационарної контактної температури T_{cm} стінки. Співвідношення Ньютона – Ріхмана

$$\alpha_{om}^{\kappa, \delta} (T_2(t) - T_{cm}(t)) = \lambda_{cm} \int_0^t WT(t - \tau) \cdot T'_{cm}(\tau) d\tau,$$

де T_2 – середня температура газу в порожнині; λ_{cm} – теплопровідність матеріалу, після апроксимації ядра сумою з 5-ти експонент:

$$WT(t) = \sum_{j=1}^5 k_j \cdot \exp(-e_j \cdot t); \quad k_j, e_j > 0,$$

зведено до інтегрування диференціальних рівнянь:

$$dmQ_j / dt + e_j mQ_j = e_j k_j \Delta T_{cm}, \quad j = 1, 2, \dots, 5; \quad \Delta T_{cm}(t) = T_{cm}(t) - T_{cm.i}(0);$$

$$(\alpha_{om}^{\kappa, \delta} / \lambda_{cm})(T_2 - T_{cm}) = k_0 dT_{cm}(t) / dt + k_{cym} \Delta T_{cm} + \sum_{j=1}^5 mQ_j.$$

Для перевірки методу використані показання датчика температури, встановленого в балоні (рис. 6). Зміни середніх температур T_b газу в балоні та T_c , T_o сталевий й органістичного шару оболонки (з масами m_{cm} та m_o) при вогневих випробуваннях залежать від зміни маси m_b газу в балоні, температури атмосферного повітря T_a й моделюються системою диференціальних рівнянь

$$\begin{cases} dT_b / dt = (k - 1) \cdot T_b \cdot m_b^{-1} \cdot dm_b / dt - [\alpha_{om} f_{cm} / (c_v m_b)] \cdot (T_b - T_c); \\ dT_c / dt = [\alpha_{om} f_{cm} / (c_{cm} m_{cm})] \cdot (T_b - T_c) - [\alpha_o f_{cm} / (c_{cm} m_{cm})] \cdot (T_c - T_o); \\ dT_o / dt = [\alpha_o f_{cm} / (c_o m_o)] \cdot (T_c - T_o) - [\alpha_{om.a} f_{cm} / (c_o m_o)] \cdot (2T_o - T_c - T_a), \end{cases} \quad (3)$$

де $\alpha_{om}, \alpha_o, \alpha_{om.a}$ – коефіцієнти тепловіддачі; c_v, c_{cm}, c_o – питомі теплоємності; f_{cm} –

площа оболонки; залежність $m_b(t)$ та початкові умови для температур є відомими.

Систему, аналогічну (3), складено також для знаходження параметрів газу в балоні й температури його оболонки в умовах польоту ступеня РН у космічному середовищі.

Третє уточнення моделі враховує інерційність газу при його випуску із сферичних балонів, для чого отримана формула для розрахункової оцінки приведеної маси m_{np} газу в балоні й штуцері.

Потенціал $\Psi(r, \varphi)$ безвихрового поля швидкостей газу визначається за методом кінцевих об'ємів (рис. 7), а швидкість газу u_{um} в штуцері – з рівняння

$$m_{np} \frac{du_{um}}{dt} = f_{mp} (p_b - p_n - \xi_b 0.5 \rho |u_{um}| u_{um}), \quad (4)$$

де p_b, p_n – тиски в балоні та на початку трубопроводу; ξ_b – коефіцієнт місцевого опору; f_{mp} – площа перерізу трубопроводу.

Врахування приведеної маси в лівій частині рівняння (4) уточнило частоти коливань перехідних процесів на 15%.

По-четверте, на основі моделі реального газу Абеля врахований фактор стисливості гелію $z(p, T)$ та уточнені формули Сен-Венана для витрати гелію через отвори шляхом використання коригувального

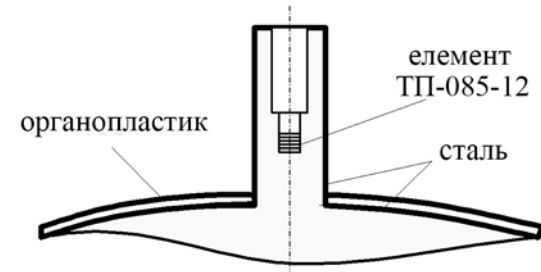


Рисунок 6 – Місце встановлення датчика температури

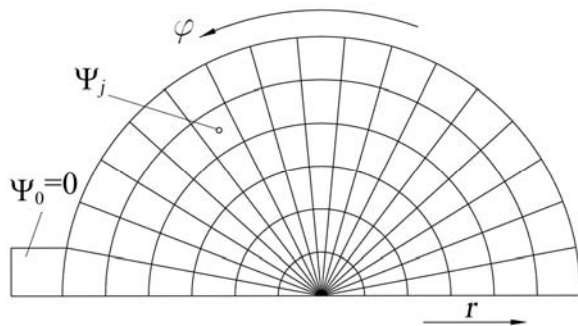


Рисунок 7 – Поперечні перерізи кільця для розрахунку потенціалів Ψ_j ; r, φ – полярні координати перерізу

множника $\delta G(z, p_1/p_0)$ (рис. 8), де p_1/p_0 – відносний перепад тисків на отворі. На прикладах двох пневмосистем ракетної техніки показано, що врахування стисливості гелію на 10 – 15% збільшує темп зниження тиску в балонах.

Для проведених уточнень розроблено нові й модернізовано відомі методи й алгоритми, що дозволяють зберегти прийнятну трудомісткість газодинамічного розрахунку пневмосистеми при значному підвищенні наукового рівня моделі.

У третьому розділі розроблені математична модель і методика розрахунку статичних деформацій і напружень у вусах фторопластової манжети з кінчними бічними поверхнями (рис. 9), що використовується для ущільнення клапана й поршнів регулятора тиску газу пневмосистеми запуску ракетного двигуна.

Крайова задача для вуса манжети включає диференціальні рівняння для розрахунку радіальної w й кутової β деформацій

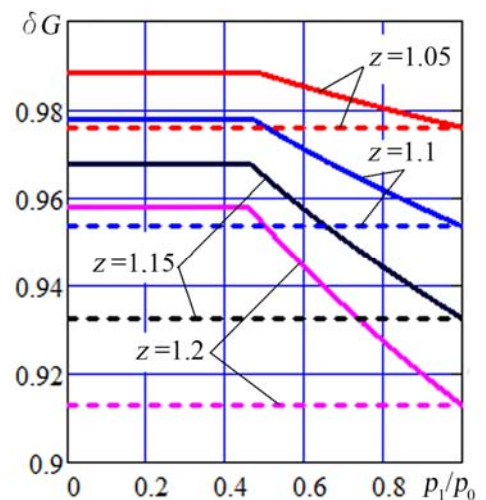


Рисунок 8 – Значення коригувального множника δG : за моделлю Абеля – безперервна лінія; за теорією акад. В.Ф. Приснякова – пунктир

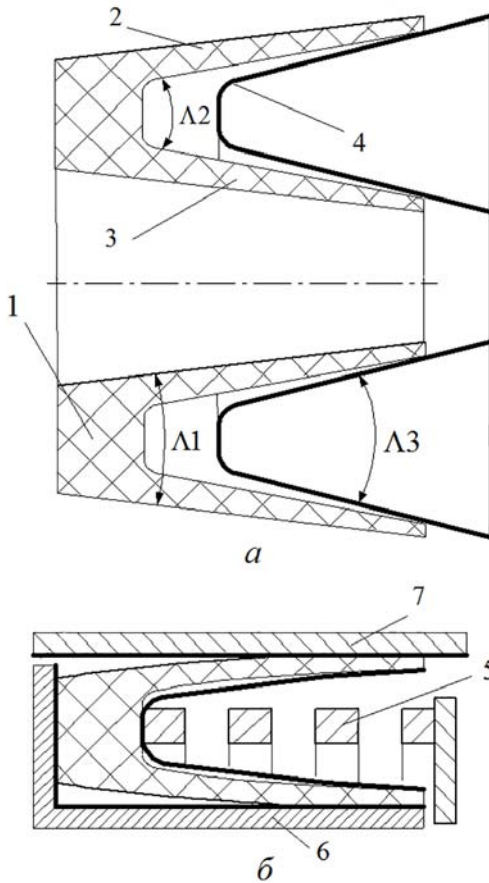


Рисунок 9 – Ущільнення до (а) і після (б) монтажу:
1 – дно; 2, 3 – вуса;
4 – пелюсткова пружина;
5 – пружний елемент;
6, 7 – циліндричні стінки

інж. Ю.П. Просвіряковим і к.т.н. С.О. Валівахіним.

Описано методологію комплексного стендового дослідження сили тертя та витоків і проаналізовано результати контролю щільності зазору в манжетних ущільненнях агрегатів пневмоавтоматики ракетного двигуна. Виконано порівняння експериментальних даних і результатів розрахунку сили тертя, максимального розпирного тиску пелюсткової пружини й величини витоків газу через зазори манжетного ущільнення, що підтвердило достатню для практики точність розроблених математичних моделей (похибки визначення сили тертя – не більш 10%). Отримано формули для розрахунку сили тертя F_{mp} й коефіцієнта тертя χ_{mp} залежно від величини тиску $p_{2,1}$, що ущільнюється, і швидкості v ковзання вуса манжети:

$$\chi_{mp} = 0.05 - 0.025 \cdot [P_K / HB] + 0.04 \cdot (1 - [P_K / HB]) \cdot v / v_*; \quad F_{mp} = \chi_{mp} \pi D L P_K,$$

де $P_K = p_{c,cp} + 0.33(p_{2,1} - p_{2,2}) \pm p_{2,1}(2 - \nu)h_{cp} / D$; $p_{c,cp} = E |\Delta D_{yc}| h_{cp} / (D(D \pm h_{cp}))$; $p_{2,2}$ – тиск газу після манжети; D – діаметр ущільнення; ΔD_{yc} – зменшення діаметра вуса при монтажі; h_{cp} , L – середня товщина й довжина вуса; $v_* = 0.1$ м / с.

$$\begin{cases} w'' = (2/E)p/h - (h'/h)(w' + \beta) + (2/R_k^2)w - \beta'; \\ \beta'' = [6(1-\nu^2)/h^2](w' + \beta) - (2h'/h)\beta', \end{cases}$$

де E , ν – модуль пружності й коефіцієнт Пуассона; h , R_k – товщина й радіус кривизни вуса, а також крайові умови защемлення біля дна та вільного спирання на кінці вуса.

У роботі досліджені теоретичні закономірності пружнопластичної деформації пелюстків розпирної пружини (рис. 10) й розроблений метод розрахунку тиску, що чиниться цими пелюстками на стінку фторопластової манжети.

З врахуванням тиску пелюстків вирішено одновимірну задачу аеропружності, що виникає при аналізі контакту між фторопластовою манжетою й циліндричною стінкою з металу, на основі чого розроблений метод розрахунку ефективного зазору й витоків газу в ущільненні. Приклад рішення задачі показаний на рис. 11.

Розроблено методи експериментального дослідження сили тертя в манжетах і обґрунтовано результати, що узагальнюють залежності тертя від тиску, який ущільнюється, і швидкості ковзання фторопласта, отримані раніше в ДП «КБ «Південне»



Рисунок 10 – Пелюсткова пружина

У цих формулах використовуються пружні й пластичні характеристики фторопласту – модуль Юнга E й твердість за Брінеллем HB , а при моделюванні сили тертя враховується їх залежність від температури. За результатами дослідження розроблені рекомендації щодо зміни форми пелюсткової пружини (рис. 12), а також жорсткості допусків на розміри вусів.

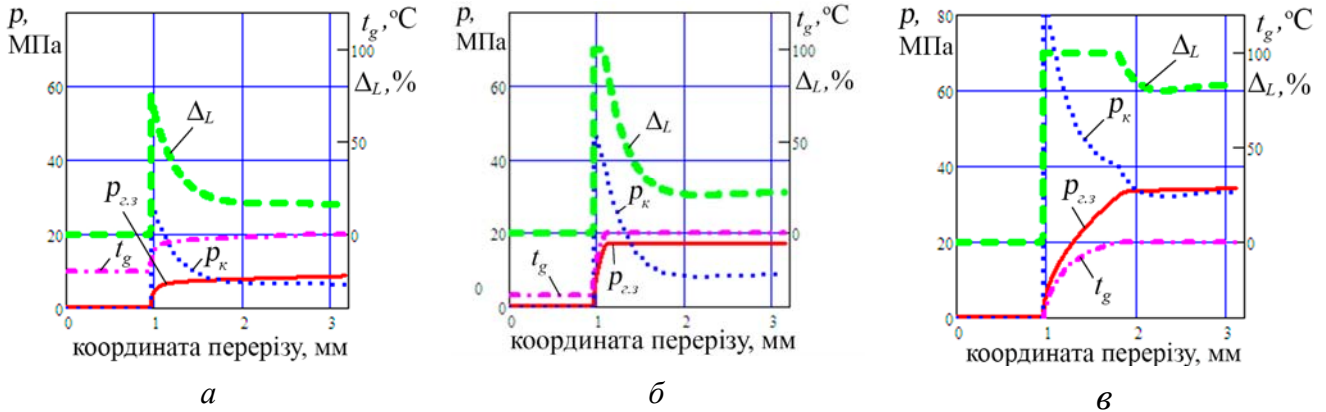


Рисунок 11 – Результати моделювання щільності контакту для внутрішнього вуса манжети і тисків, що ущільнюються – 8.5 МПа (а), 17 МПа (б) і 34 МПа (в):

p_k – контактний тиск; $p_{z,3}$, t_g – тиск і температура газу в зазорі; Δ_L – відносна щільність зазору

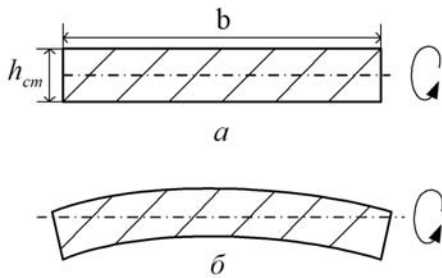


Рисунок 12 – Форми поперечного перерізу пелюстка пружини:
а – традиційна; б – нова

У четвертому розділі для дослідження динамічної стійкості складена спрощена дискретно-континуальна нелінійна динамічна модель роботи пневмосистеми запуску РРД багаторазового включення, що описує подачу стисненого гелію з балона по трубопроводах через регулятор із пневматичним керуванням.

При використанні методу гармонічної лінеаризації виведені нові, що відрізняються від відомих результатів акад. Л.А. Залманзона, формули для розрахунку амплітуд коливань витрат газу через дросель і зазор між клапаном і сідлом, а також пульсації сили тертя в манжетах. Після врахування стисливості газу в глухій порожнині (рис. 13) амплітуда $\Delta \hat{p}$ коливань тиску p ви-

значається за формулою

$$\Delta \hat{p} = \rho (f_n / \mu f_{np})^2 \Delta^2 / (1 + \sqrt{1 + \beta^2}),$$

де $\beta = f_n \omega V \Delta / (a^2 \mu f_{np}^2)$; f_n , ω , Δ – площа поршня, кругова частота й амплітуда коливань його швидкості; μf_{np} – ефективний переріз дроселя.

У результаті сила демпфірування коливань має максимум (рис. 14), що досягається при оптимальних співвідношеннях діаметрів дроселя та поршня з діапазону 1/80...1/40.

У розвиток підходу проф. Б.Ф. Глікмана, розроблений новий (прямий) метод розрахунку питомого механічного імпедансу для процесу сталих коливань стовпів

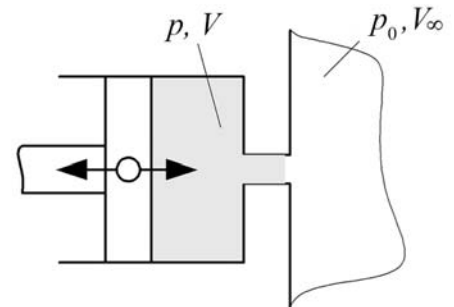


Рисунок 13 – Схема глухій порожнини із жиклером

газу в розгалужених системах трубопроводів пневмоблока керування (рис. 15) й отримані формули для імпедансу вхідного, вихідного та керувального трубопроводів пневмосистеми, що досліджувалась. Перетворення адмітансів (обернених імпедансів)

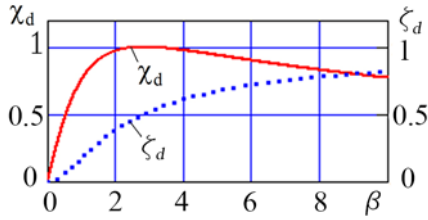


Рисунок 14 – Коефіцієнти активного χ_d і реактивного ζ_d демпфірування в залежності від зсуву фаз β

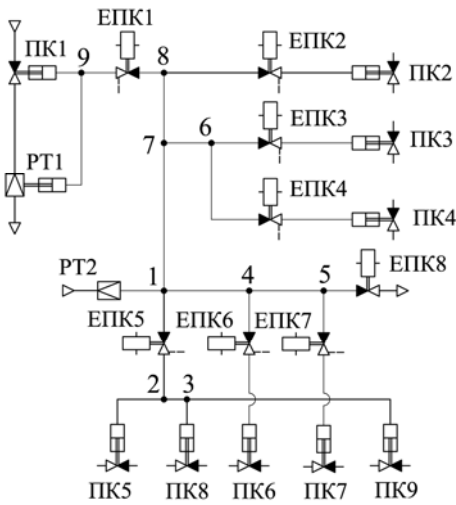


Рисунок 15 – Схема пневмоблока:
ПК – пневмоклапан;
ЕПК – електропневмоклапан;
РТ – регулятор тиску

пневмосистеми. Рівняння має квазікубічний вигляд

$$A_0 \lambda^3 + A_1(\lambda^2, \Delta) \lambda^2 + A_2(\lambda^2, \Delta) \lambda + A_3(\lambda^2, \Delta) = 0, \quad (5)$$

але, через використання гіперболічних функцій у визначеннях адмітансів трубопроводів, є не алгебраїчним, а трансцендентним.

Розроблено методи розв’язання рівняння (5) для випадків сталих, загасаючих і зростаючих коливань, що використовують схему простих ітерацій або ітерацій з усередненням частот (рис. 16).

У розвиток відомого підходу проф. В.А. Бесекерського та проф. Є.П. Попова, запропонований новий графоаналітичний метод знаходження уявних коренів характеристичного рівняння, що визначають коливальну границю динамічної стійкості системи. Метод використовує характеристичний комплекс Михайлова

$$C(\lambda, \Delta) = C_0(\lambda^2, \Delta) + C_1(\lambda^2, \Delta) \lambda \quad C_0 = A_0 \lambda^2 + A_2; \quad C_1 = A_1 + A_3 / \lambda^2$$

$$c = a \rho \hat{u} / \hat{p},$$

де \hat{u} , \hat{p} – комплексні амплітуди коливання швидкості й тиску газу у перерізі вузла,

$$u = \hat{u} \cdot \exp(\lambda t); \quad p = \hat{p} \cdot \exp(\lambda t); \quad \lambda = \alpha + i \cdot \omega, \quad \omega \geq 0,$$

для трійника виконувалось за правилом

$$c_0 = (f_{mp.1} / f_{mp.0}) c_1 + (f_{mp.2} / f_{mp.0}) c_2 + (V / f_{mp.0}) \lambda / a,$$

а для трубопроводу – за правилом

$$c_{поч} = (c_{кін} + c_{тр}) / (1 + c_{кін} c_{тр}),$$

де V – об’єм трійника; індекс 0 відповідає вхідному, а індекси 1 і 2 – вихідним перерізам; $c_{поч}$, $c_{кін}$ – адмітанси початкового й кінцевого перерізів;

$$c_{тр} = \frac{\delta + th(\lambda \tau)}{1 + \delta th(\lambda \tau)}; \quad \delta = \frac{1 - K_{заг}^2}{1 + K_{заг}^2}; \quad \tau = \frac{L_{тр}}{a}; \quad i = \sqrt{-1};$$

$K_{заг}$ – коефіцієнт загасання хвилі на довжині трубопроводу $L_{тр}$, який підсумовує місцеві й розподілені опори.

Виведено характеристичне рівняння, що зв’язує частоти й амплітуди гармонічних нелінійних вільних коливань клапана основного регулятора

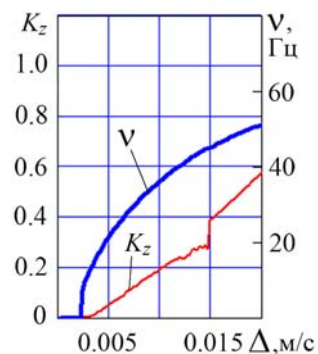


Рисунок 16 – Частоти ν та коефіцієнти загасання $K_z = \exp(\alpha / \nu)$

при малих амплітудах Δ

і властивість монотонності $\partial C_0 / \partial \Delta > 0$. Рівняння $C(\lambda, \Delta) = 0$ замінюється системою

$$\{ C_0(-\omega^2, \Delta) = 0; \quad C_1(-\omega^2, \Delta) = 0$$

і, після чисельного розв'язання першого рівняння методом дихотомії, приводиться до вигляду

$$\zeta_a(\omega) = -C_1(-\omega^2, \Delta(\omega)) = 0, \quad (6)$$

причому функція відхилу $\zeta_a(\omega)$ містить мінор Гурвіца: $\zeta_a = (A_0 A_3 - A_1 A_2) / A_2$.

Рівняння (6) розв'язується графічно. На рис. 17 виявилися дві частоти граничних циклів – $\nu_1 \approx 58$ Гц і $\nu_2 \approx 63$ Гц, яким відповідають амплітуди коливань швидкості клапана $\Delta_1 \approx 0.02$ м/с й $\Delta_2 \approx 0.04$ м/с.

Отримано критерій стійкості для відповідних граничних циклів, або умова автоколивань:

$$\{ \zeta_a(\nu) = 0; \quad d\zeta_a(\nu) / d\nu < 0. \quad (7)$$

Тобто, частота $\nu_2 \approx 63$ Гц на рис. 17 відповідає автоколиванням.

Показано, що стійкість та коливальність пневмосистеми залежить від розмірів трубопроводів і діаметра керувального жиклера. Достатня умова стійкості має вигляд

$$\delta_2 (f_3 / f_2) > \Lambda_M,$$

де $\delta_2 \approx 0.5(k+1)M_2$; f_3, f_2 – площі поршня зворотного зв'язку й вихідного трубопроводу; $\Lambda_M \approx -2K_{z,d} / \mu(h^*)$; M_2 – число Маха для вихідного трубопроводу; $\mu(h^*)$ – коефіцієнт витрати клапана при підйомі h^* , який відповідає рівновазі діючих сил.

Проаналізовано порядок настроювання системи, що досліджувалась, на автоколивання малої амплітуди. Такий результат (рис. 18) для систем із сухим тертям вважається оптимальним, крім того, він забезпечує граничну крутість фронтів імпульсу.

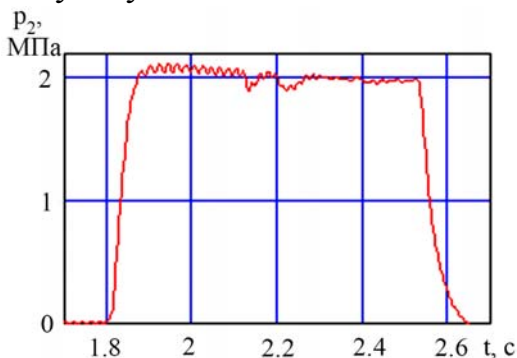


Рисунок 18 – Імпульс подачі газу при автоколиваннях малої амплітуди (вогневі випробування, перше включення пневмосистеми)

На основі обробки результатів вогневих випробувань та їх співставлення з результатами лабораторних досліджень зроблений висновок про працездатність регулятора й про можливість використання розробленого пневматичного стенда для фізичного моделювання пневмосистеми після його доробки у відповідності зі

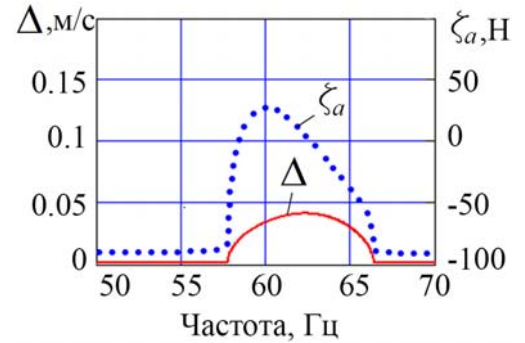


Рисунок 17 – Знаходження частот і амплітуд сталих коливань

За результатами вогневих випробувань установлена збіжність розрахункових і експериментальних значень для частот автоколивань (похибка менша за 2%).

У п'ятому розділі наведено схему пневматичного стенда (рис. 19) для експериментального дослідження динамічних характеристик пневмосистеми в умовах лабораторії. За результатами досліджень змінена конструкція регулятора з метою усунення закидів вихідного тиску на початку включення (рис. 20), а також зменшений діаметр дроселя в лінії пневмокерування.

сформульованими рекомендаціями.

Експерименти, проведені на стенді, показали, що при використанні в лінії керування пневмосистеми запуску стисненого повітря або азоту не будуть забезпечуватися необхідні динамічні характеристики регулятора на фазах включення й вимикання.

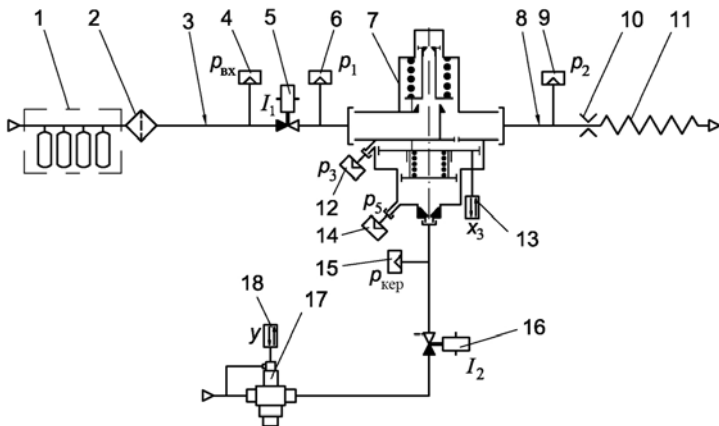


Рисунок 19 – Схема лабораторного стенду:

- 1 – балонна батарея; 2 – фільтр;
- 3, 8 – входний і вихідний трубопроводи; 4, 6, 9, 12, 14, 15 – датчики тиску ДДИ-20; 5 – ЕПК непрямої дії;
- 7 – регулятор тиску; 10 – жиклер; 11 – металорукав;
- 13, 18 – датчики ходу; 16 – ЕПК прямої дії із дренажем; 17 – регулятор керування тиску

Для відповідності результатів дослідження на стисненому повітрі результатам вогневих випробувань на гелії й умовам польоту доцільно (приблизно):

- збільшити діаметри дроселів та трубопроводів керування в 1.65 рази;
- зменшити довжини входного й вихідного трубопроводів в 3 рази;
- зменшити довжини трубопроводів керування в 2.7 рази.

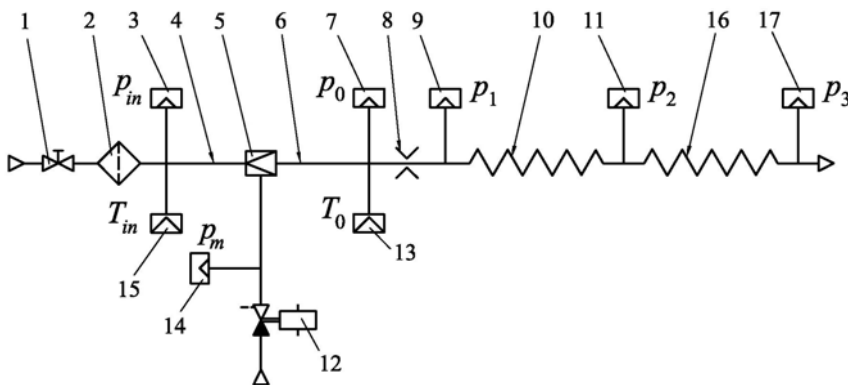


Рисунок 21 – Схема стенда для дослідження газодинамічних характеристик металорукава:

- 1 – вентиль; 2 – фільтр; 3, 7, 9, 11, 14, 17 – датчик тиску ДДИ-20; 4, 6 – входний и вихідний трубопроводи;
- 5 – регулятор тиску; 8 – жиклер; 10, 16 – металорукав;
- 12 – електропневмоклапан; 13, 15 – термопара

математичному моделюванні, а саме: коливання клапана, інерційність газу в трубопроводах, коливання тисків у порожнинах регулятора, розмикання кінематич-

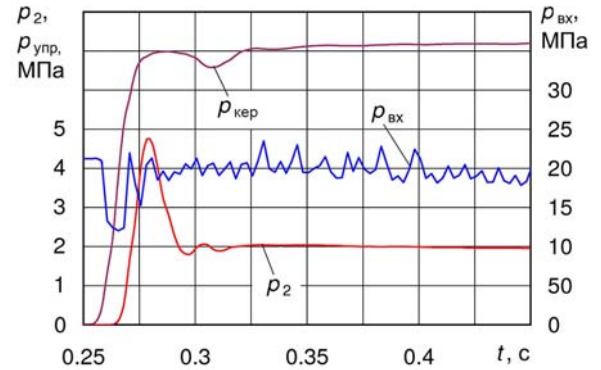


Рисунок 20 – Надмірний закид тиску p_2 у вихідному трубопроводі при підйомі клапана регулятора; усунутий зміною конструкції клапана, рис. 4

З огляду на складність переробки пневмоблока керування, запропонована й обґрунтована гібридна схема стенда, в якому система керування працює на гелії, а магістральні трубопроводи й основний регулятор – на стисненому повітрі.

На підставі виконаного динамічного аналізу роботи пневмосистеми складений перелік фізичних ефектів, які необхідно врахувати при

ного зв'язку між елементами рухомої системи регулятора. Проведені експерименти підтверджують основні результати розрахункового дослідження перехідних процесів, виконаного за розробленими математичними моделями.

Дренажна система лабораторного стенда містить металорукав, який при значних витратах газу може створити на випускному жиклері пневмосистеми, що досліджувалась, суттєвий протитиск та викривити результати випробувань. Проведено статичну продувку металорукава стисненим повітрям та показано, що коефіцієнт розподіленого опору гофрованого каналу на порядок перевищує його значення для гладких труб і може бути обчислений за формулою Прандтля, якщо як параметр шорсткості використовувати висоту гофри.

Щоб оцінити динаміку коливань стовпа газу в металорукаві та її можливий

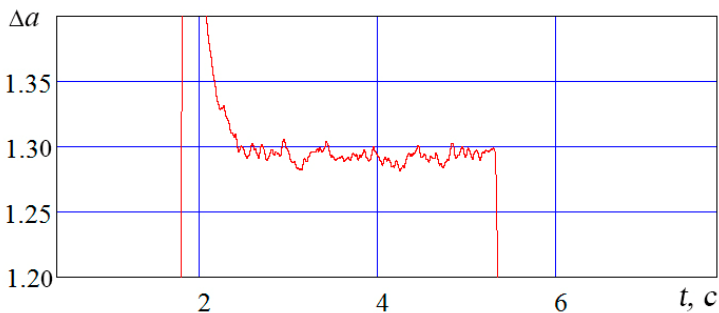


Рисунок 22 – Відношення швидкості газу на виході з металорукава 16 до адіабатичної швидкості звуку у тому ж перерізі

небажаний вплив на динамічні характеристики пневмосистеми вперше розроблений та проведений експеримент по визначенню швидкості a_{mp} поширення хвиль акустичних коливань повітря у каналі з гофрованою стінкою. В експерименті використовувалися 2 рукави 10, 16 та жиклер 8 з 4-ма різними діаметрами (рис. 21). Набір датчиків дозволив визна-

чити коефіцієнти витрат жиклерів (вони близькі до 0.65) та наявні витрати газу.

Швидкість звуку a_{mp} в каналі визначалася двома незалежними способами:

- по швидкості газу наприкінці металорукава 16 (рис. 22);
- по тривалості τ поширення хвилі між датчиками (рис. 23).

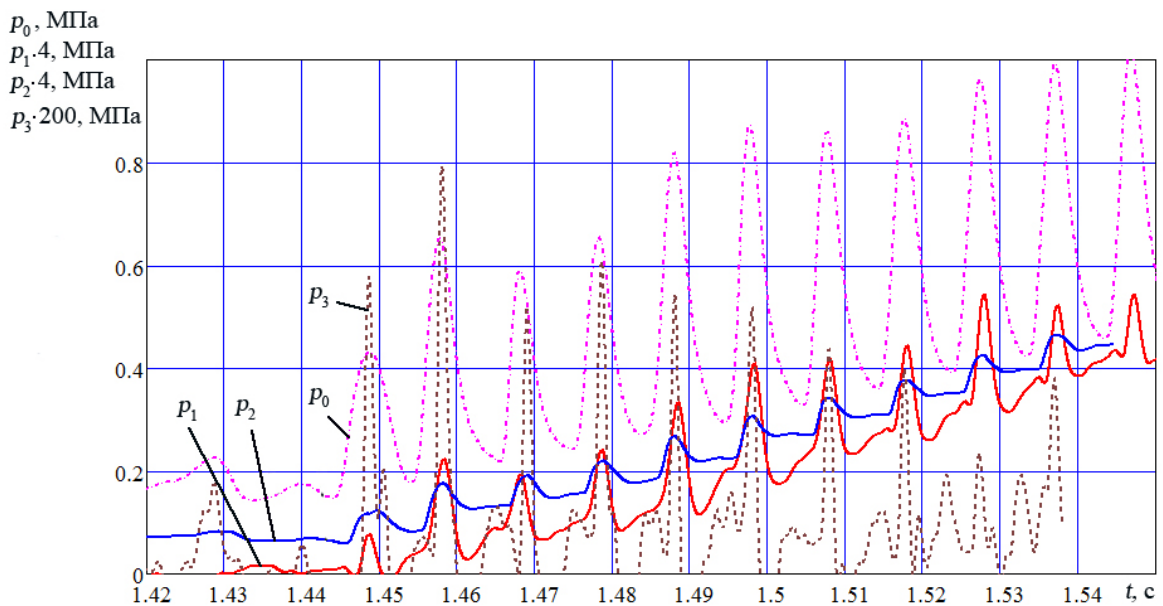


Рисунок 23 – Зсувні за часом криві тисків газу для 4-х перерізів випускного тракту (діаметр вихідного жиклера, що імітує сопловий апарат турбіни, зменшений в 1.5 рази).

Зсув кривих для синхронізації імпульсів визначає тривалість поширення хвилі τ

Для формування імпульсів використана нестійкість роботи пневмосистеми при малих витратах газу, і цей ефект був посилений за рахунок зменшення діаметра жиклера 8. Швидкість звуку знаходили за формулою

$$a_{mp} = L_{mp} / \tau - U_{mp},$$

де L_{mp} – довжина рукава; τ – величина запізнювання імпульсу; U_{mp} – швидкість газу.

Встановлено, що швидкість поширення звуку в металорукаві більше адиабатичної швидкості звуку в гладкому трубопроводі в 1.2...1.35 рази.

У ході цих же експериментів встановлено, що максимальний перепад температур робочого тіла між входом і виходом регулятора, що виникає при дроселюванні, перевищив 50 градусів, а максимальний підігрів газу за рахунок теплообміну зі стінками становить 20 градусів. Отже, при математичному моделюванні й аналізі роботи пневмосистеми запуску на стенді необхідно враховувати ефект Джоуля-Томсона й теплообмін у регуляторі.

У **додатках** описано основні алгоритми, які використовуються в розрахункових методах дослідження динаміки пневмосистеми, обґрунтовано концепцію модернізації лабораторного стенда, а також подано складений в ДП «КБ «Південне» акт, у якому йдеться про наступне:

- нова пневмосистема запуску впроваджена в конструкцію двигуна РД861К;
- створені при підготовці дисертації моделі та методики динамічних розрахунків використані при розробці пневмосистем запуску перспективних двигунів;
- модернізований стенд впроваджений й дозволяє досліджувати динамічні характеристики на дешевому модельному газі, що приносить суттєву економію коштів.

ВИСНОВКИ

У дисертаційному дослідженні поставлена й вирішена науково-практична задача, спрямована на підвищення надійності й поліпшення динамічних і масово-габаритних характеристик пневмосистеми запуску маршового РРД багаторазового включення верхнього ступеня ракети-носія із насосною системою подачі палива (напр., РН «Циклон-4»). Вирішення задачі дозволило одержати такі результати.

1. Розроблено оригінальну, захищену патентом, конструкцію регулятора тиску із пневмокеруванням, яка має підвищену надійність і забезпечує оптимальну характеристику подачі газу до турбіни, із крутими фронтами та плоскою стабілізованою вершиною. Гранична крутість фронтів досягається за рахунок динамічної нестійкості на малих витратах газу.

2. Уточнено дискретно-континуальну модель для динамічного розрахунку пневмосистеми, у якій поряд із хвильовими явищами і газодинамічним опором трубопроводу, коливанням витків замикаючих пружин, розмиканням кінематичних ланцюгів у приводах клапанів враховані газодинамічні сили, які діють на клапани, теплообмін зі стінками порожнин, інерційність газу в сферичних балонах і фактор стисливості гелію. Розроблено ефективні методи врахування цих факторів, що дозволило створити методику й комп'ютерну програму для моделювання робочого циклу з 5-ти включень, яка відображає зміну динамічних параметрів газу у всіх трубопроводах і порожнинах пневмосистеми, а також параметрів руху клапанів. Відхилення розрахункових значень тиску газу від результатів вогневих ви-

пробувань склало менш 1%.

3. Розроблено методику розрахунку сил тертя й витоків газу у фторопластових манжетах регулятора. У методиці використовуються континуальні математичні моделі для напружено-деформованого стану вуса манжети й для ефективної площі зазору між вусом і стінкою. Враховується розпирна сила пелюсткової пружини й залежність фізичних властивостей фторопласту від температури. Уточнено залежність коефіцієнта тертя від швидкості ковзання й контактного тиску. Відхилення розрахункових значень сили тертя від результатів лабораторних випробувань манжет склало менш 10%.

4. Створена й реалізована розрахункова методика дослідження пневмосистеми на динамічну стійкість і автоколивання. У методиці використані уточнені результати гармонічної лінеаризації для коливань витрат газу через дросель і сили тертя в манжеті, а також новий метод розрахунку імпедансу розгалуженої системи трубопроводів. Виведено трансцендентне рівняння для частот і амплітуд вільних нелінійних коливань системи та запропоновані методи його розв'язання. Точність визначення частот автоколивань склала 2%. Отримано аналітичні співвідношення для параметрів пневмосистеми, що забезпечують динамічну стійкість або автоколивання малої амплітуди.

5. Розроблено лабораторний стенд для динамічних досліджень пневмосистеми, що включає необхідну кількість датчиків тиску і температури газу. Вивчено можливість заміни при випробуваннях гелію на стиснене повітря, для чого виконано моделювання роботи стенда; показано, що вона може бути реалізована частково – для магістральних трубопроводів. Проведено експериментальне дослідження характеристик вихідного тракту цього стенда, зокрема газодинамічного опору й швидкості звуку для металорукава, що стало основою для корегування діаметрів рукава й вихідного жиклера. Всі рекомендації реалізовані на практиці в конструкції нового стенда.

6. Виконано комплексне розрахунково-експериментальне дослідження й обґрунтований вибір параметрів, що забезпечує стабілізацію тиску робочого тіла на всіх включеннях. За результатами дослідження реалізовані на практиці дві рекомендації до зміни параметрів основного регулятора:

- збільшення площі кільцевого каналу на вході в порожнину пружини (за рахунок спеціальних пазів) зменшило початковий закид клапана в 2 рази,
- зменшення діаметра керувального жиклера з 1.5 мм до 0.8 мм обмежило амплітуду коливань вихідного тиску на сталому режимі подачі газу до припустимого рівня $\pm 3.5\%$ від її номінального значення.

7. Нова пневмосистема пройшла повний цикл наземних випробувань в 17-ти екземплярах двигуна РД861К; всі включення РРД здійснені без зауважень.

СПИСОК ОСНОВНИХ ПУБЛІКАЦІЙ ПО ТЕМІ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Шевченко С.А. Силовое воздействие газового потока на тарель клапана / С.А. Валивахин, Г.Г. Хохлов, С.А. Шевченко // Вестник машиностроения. – М.: Машиностроение, 1997 – № 7. – С. 21 – 23. *Здобувачем виконано аналіз результатів експериментальних досліджень та проведено розрахунок газодинамічної сили.*

2. Шевченко С.А. О возможности применения в жидкостных ракетных двига-

телях агрегатов регулирования с электромагнитным управлением / С.А. Шевченко // Космічна наука і технологія. Додаток до журналу. – К.: 2001, Том 7, № 1 – С. 53 – 57.

3. Шевченко С.А. Регулятор давления двухфазной рабочей среды для бортовой ракетной энергоустановки / С.А. Валивахин, С.А. Шевченко // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2002. – Вып. 30. – С. 226 – 230. *Здобувачем запропоновано поліпшити герметичність затвору регулятора та виконано аналіз експериментальних досліджень.*

4. Шевченко С.А. Динамика регулятора давления газа с электромагнитным управлением / С.А. Валивахин, С.А. Шевченко // Вестник машиностроения. – М.: Машиностроение, 2005 – № 4. – С. 19 – 23. *Здобувачем проаналізовано результати експериментів та проведено розрахунки динамічних характеристик регулятора.*

5. Шевченко С.А. Математическая модель регулятора давления газа / С.А. Шевченко, С.А. Валивахин // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2014. – № 18 (1061). – С. 195 – 209. *Здобувачем створено модель регулятора, яка враховує розриви кінематичних зв'язків між елементами його рухомої системи.*

6. Шевченко С.А. Результаты математического моделирования переходных процессов в регуляторе давления газа / С.А. Шевченко, С.А. Валивахин // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2014. – № 39 (1082). – С. 198 – 206. *Здобувачем проведено розрахункові дослідження динамічних характеристик регулятора.*

7. Шевченко С.А. Уточнение метода инвариантов для расчета динамических параметров газа в трубопроводах пневмосистемы запуска ракетного двигателя / С.А. Шевченко, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2015. – № 6 (1115). – С. 156 – 181. *Здобувачем проаналізовано теплообмін газу із стінками магістралей та трубопроводів керування клапанами. Враховано неізоентропійність течії та опір трубопроводів.*

8. Шевченко С.А. Термодинамический расчет пневмосистемы запуска ракетного двигателя / С.А. Шевченко, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2015.–№ 18(1127). – С.163–195. *Здобувачем отримано коефіцієнти тепловіддачі та врахований теплообмін газу зі стінками порожнин.*

9. Шевченко С.А. Моделирование пневмосистемы запуска ЖРД при учете теплообмена газа со стенками полостей и уточнении сил, действующих на клапаны регуляторов / С.А. Шевченко, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Авиационно-космическая техника и технология: Научно-технический журнал – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2015. – № 7 (124). – С. 100 – 110. *Здобувачем розроблено замкнуту дискретно-континуальну модель для аналізу динамічних характеристик пневмосистеми, виконано порівняння розрахунків з результатами вогневих випробувань двигуна.*

10. Шевченко С.А. Уточненный расчет динамических параметров газа в шаробаллоне / С.А. Шевченко, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2015. – № 45 (1154). – С. 32 – 40. *Здобувачем запропоновано враховувати інерційність газу у порожнині, горловині та штуцері балона при його нестационарному випуску і виконано відповідне уточнення моделі.*

11. Шевченко С.А. Экспериментальное исследование динамических характеристик регулятора давления газа в системе запуска ЖРД многократного включения / С.А. Шевченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2015. Вып. 4 (84). – С. 49 – 68.

12. Шевченко С.А. Газодинамическое сопротивление и скорость звука в канале с гофрированной стенкой / С.А. Шевченко, В.И. Конох, А.П. Макотер // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП». – 2016. – № 20 (1192). – С. 94 – 101. *Здобувачем розроблено та проведено експеримент по визначенню швидкості розповсюдження хвиль тиску в каналі та газодинамічного опору металорукава.*

13. Шевченко С.А. Математическая модель манжетных уплотнений из фторопласта для агрегатов пневмоавтоматики ракетных двигателей / С.А. Шевченко, С.А. Валивахин, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП». – 2016. – № 6 (1178). – С. 124 – 143. *Здобувачем розроблено модель та розрахунковий метод для визначення сили тертя і витоків газу для ущільнення з фторопласту, виконано порівняння результатів розрахунків та експериментів.*

14. Шевченко С.А. Особенности расчета агрегатов автоматики пневмосистем ракетной техники при учете фактора сжимаемости гелия / С.А. Шевченко, Ю.А. Митиков, А.Л. Григорьев // Вестник двигателестроения, 2016 – № 2 – С. 148 – 159. *Здобувачем зроблено коректування формул Сен – Венана для витрати газу через дросель на основі моделі реального газу Абеля з врахуванням стисливості гелію та ефекту Джоуля – Томсона. Порівняно моделі ідеального та реального газу на прикладах динамічного розрахунку двох пневмосистем ракетної техніки.*

15. Шевченко С.А. Исследование динамической устойчивости регулятора давления с пневматическим управлением при учете колебаний столбов газа в трубопроводах / С.А. Шевченко, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП». – № 26 (1198). – 2016. – С. 89 – 108. *Здобувачем проведено гармонійну лінеаризацію коливань витрати газу через дросель при врахуванні стисливості газу у тупиковій порожнині. Аналітичними співвідношеннями він зв'язав характеристики стійкості й коливальності пневмосистеми запуску РРД із розмірами трубопроводів та діаметром жиклера лінії керування.*

16. Пат. 57095 Україна, МПК⁷ F 04 В 9/12. Пневмонасос / Шнякін В.Н., Курейчик В.Г., Калиниченко І.І., Шевченко С.А. – № 2000010217; заяв. 14.01.2000; друк. 16.06.2003, Бюл. № 6. *Здобувач приймав участь у розробці конструкції насосу, яка виключає провали тиску і дозволяє одночасно перекачувати дві рідини.*

17. Пат. 72023 Україна, МПК⁷ F 02 К 11/00. Рідинний ракетний двигун / Шнякін В.М., Курейчик В.Г., Просвіряков Ю.П., Хохлов Г.Г., Шевченко С.А. – № 2002086788; заяв. 15.08.2002; друк. 17.01.2005, Бюл. № 1. *Здобувач приймав участь у розробці схеми рідинного ракетного двигуна для розгінного блока.*

18. Пат. 76857 Україна, МПК⁷ G 05 D 16/10. Регулятор тиску газу / Валівахін С.О., Порубаймех В.І., Шевченко С.А. – № u201203527; заяв. 26.03.2012; друк. 25.01.2013, Бюл. № 2. *Здобувачем запропоновано конструкцію регулятора, яка дозволяє підвищити точність настроювання та розширити застосування.*

АНОТАЦІЇ

Шевченко С.А. Удосконалення пневмосистеми запуску ракетних двигунів шляхом стабілізації тиску робочого тіла та поліпшення її динамічних характеристик. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук зі спеціальності 05.05.17 – гідравлічні машини та гідропневмоагрегати. – Національний

технічний університет «Харківський політехнічний інститут». – Харків, 2017.

Дисертація присвячена дослідженню вдосконаленої пневмосистеми багатозапускового запуску маршового рідинного ракетного двигуна верхнього ступеня ракети-носія. Система запуску, яка містить частину пневмоблока двигуна, здійснює розкручування турбонасосного агрегату за рахунок подачі стисненого гелію на його турбіну. Особливістю системи є використання регулятора тиску гелію із пневмокеруванням. Розроблений й реалізований у практиці проектування новий комплекс дискретно-континуальних математичних моделей для газодинамічного розрахунку цієї пневмосистеми, а також аналізу сил тертя й витоків газу у фторопластових манжетних ущільненнях регуляторів. Запропоновано новий розрахунковий метод дослідження пневмосистеми, що проектується, на динамічну стійкість. Досліджені газодинамічні характеристики металорукава. Розроблено нову концепцію й впроваджено конструкцію лабораторного стенда, що дозволяє економити гелій при доводочних випробуваннях системи. Виконано розрахунково-експериментальне дослідження пневмосистеми, а його рекомендації зі зміни параметрів регулятора, що знижують коливальність і поліпшують інші динамічні характеристики, впроваджені на двигуні.

Ключові слова: динаміка пневмоагрегата, пневмостартер ракетного двигуна, регулятор тиску із пневмокеруванням, газодинамічний розрахунок, тертя та виточки в манжетах, автоколивання в пневмосистемі, газодинаміка металорукава.

Шевченко С.А. Усовершенствование пневмосистемы запуска ракетных двигателей путем стабилизации давления рабочего тела и улучшения ее динамических характеристик. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.05.17 – гидравлические машины и гидропневмоагрегаты. – Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт». – Харьков, 2017.

Диссертация посвящена исследованию усовершенствованной пневмосистемы многократного запуска маршевого жидкостного ракетного двигателя верхней ступени ракеты-носителя с насосной подачей компонентов топлива в камеру сгорания. Система запуска, в состав которой входит часть пневмоблока двигателя, осуществляет раскрутку турбонасосного агрегата за счет подачи сжатого гелия из шаробаллона на турбину. Особенностью системы является использование регулятора давления гелия с пневмоуправлением. Исследованная система обеспечивает пять включений двигателя РД861К при идентичных импульсах давления подачи газа, имеющих прямоугольную вершину и предельно крутые фронты.

Разработан и использован в практике проектирования новый комплекс дискретно-континуальных математических моделей для газодинамического расчета этой пневмосистемы, а также анализа сил трения и утечек газа во фторопластовых манжетных уплотнениях регуляторов. В моделях учтены новые эффекты: теплообмен газа со стенками полостей и трубопроводов; инерционность газа при его выпуске из баллона; фактор сжимаемости гелия; нагрев гелия при дросселировании; проникновение уплотняемого давления в зазор между манжетой и стенкой, и ряд других. После чего отклонение расчетных значений давления газа от ре-

зультатов огневых испытаний составило менее 1%

Создана и реализована расчетная методика исследования пневмосистемы на динамическую устойчивость и автоколебания. В методике использованы уточненные результаты гармонической линеаризации для колебаний расхода газа через дроссель и силы трения в манжете, а также новый метод расчета импеданса разветвленной системы трубопроводов. Выведено трансцендентное уравнение для частот и амплитуд свободных нелинейных колебаний системы и предложены методы его решения. Точность определения частот автоколебаний составила 2%. Получены аналитические соотношения для параметров пневмосистемы, обеспечивающие динамическую устойчивость или автоколебания малой амплитуды.

Исследованы газодинамические характеристики металлорукава, используемого в дренажной системе лабораторного стенда для исследования и настройки системы. Разработана новая концепция и внедрена конструкция стенда, позволяющая экономить гелий при доводочных испытаниях системы.

Выполнено расчетно-экспериментальное исследование системы, а его рекомендации по изменению параметров регулятора, снижающие колебательность и улучшающие другие динамические характеристики, внедрены на двигателе.

Ключевые слова: динамика пневмоагрегата, пневмостартер ракетного двигателя, регулятор давления с пневмоуправлением, газодинамический расчет, трение и утечки в манжетах, автоколебания в пневмосистеме, газодинамика металлорукава.

Shevchenko S.A. Perfection of the rocket engine pneumatic starting system by stabilization of its actuating medium pressure and improvement of dynamic characteristics. – Manuscript.

The thesis for the scientific degree of the Candidate of Technical Sciences by specialty 05.05.17 – hydraulic machines and hydropneumatic units. – National Technical University “Kharkiv Polytechnic Institute”, Kharkiv, 2017.

The dissertation describes research of perfected pneumatic starting system of a main restartable liquid-propellant rocket engine destined for a launch vehicle upper stage. The starting system, which structure includes a part of the engine pneumatic unit, performs turbopump spin-up by supplying compressed helium to its turbine. A feature of the system is application of a pneumatically controlled helium pressure regulator. New complex of discrete-continual mathematical models is developed and implemented in the designing practice for the gas-dynamic analysis of this pneumatic system and analysis of friction forces and gas leaks through fluoroplastic lip-type seals of regulators. New computational method is proposed for the developed system's dynamic stability research. The gas-dynamic characteristics of a metal hose are researched. New concept of the laboratory stand is developed and implemented to enable helium saving at development tests. Experimental-computational research of the pneumatic system is performed, recommendations of which are introduced into the engine in relation to the regulator parameters reducing oscillations and improving other dynamic characteristics.

Keywords: pneumatic unit dynamics, pneumatic starter of a rocket engine, pneumatically controlled pressure regulator, friction force and leakage of lip-type seal, self-oscillations in a pneumatic system, gas-dynamic characteristics of a metal hose.

СШЕВЧЕНКО

ОСНОВНІ СКОРОЧЕННЯ ТА ПОЗНАЧЕННЯ

ЕПК – електропневмоклапан;
ПК – пневмоклапан;
РН – ракета-носій;
РРД – рідинний ракетний двигун;
РТ – регулятор тиску;
 a – швидкість звуку;
 d – діаметр каналу;
 D – діаметр сферичного балона;
 E – модуль пружності;
 f – площа каналу;
 HV – твердість за Брінеллем;
 p – тиск газу;
 $p_{вх}$ – тиск газу у вхідному трубопроводі;
 $p_{вих}$ – тиск газу у вихідному трубопроводі;
 $p_{кер}$ – тиск керування;
 t – час;
 T – температура газу;
 U – швидкість газу;
 V – об'єм порожнини;
 z – фактор стисливості гелію;
 λ – комплексна частота коливань;
 Δ – амплітуда коливань швидкості клапана;
 μ – коефіцієнт витрати;
 ν – частота коливань;
 ρ – густина газу;
 ν – коефіцієнт Пуассона;
 ω – кругова частота.

Підписано до друку 12.04.2017. Формат 60×84 1/16.
Папір офсетний. Друк - ризографія. Умовн. друк. арк. 0,9.
Гарнітура Times New Roman. Наклад 100 прим. Зам. № 468.

Віддруковано в «Поліграфцентрі» ФОП Кучугурний Ю.М.,
свідоцтво про державну реєстрацію №2 224 000 0000 073863
м. Дніпро, вул. Воскресенська, 11, 49000,
тел. (056)735-50-08