УДК 629.7.01 https://doi.org/10.15407/itm2020.02.022

В. І. ТИМОШЕНКО[1], Ю. В. КНИШЕНКО[1], В. М. ДУРАЧЕНКО[2], С. Ю. АСМОЛОВСЬКИЙ[2]

АНАЛІЗ РОБОТИ КЕРУЮЧИХ РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ВЕРХНЬОГО СТУПЕНЯ РН «ЦИКЛОН-4М» ПРИ ЗАПУСКАХ ТА ЗУПИНКАХ МАРШОВОГО ДВИГУНА

[1]Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail:knyshenko@ukr.net

[2]Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, 49008, Дніпро, Україна; e-mail:asmolovskiy@ex.ua

Мета роботи – дослідження впливу збурень від запусків і зупинок маршового двигуна багаторазового вмикання на роботу керуючих реактивних двигунів при їх безперервних і імпульсних режимах роботи з урахуванням об’єднання паливних магістралей цих установок. Відмова від традиційного живлення керуючих двигунів з автономних баків дозволяє збільшити масу виведеного корисного вантажу за рахунок виключення газової витіснювальної системи і забезпечує більш повне використання бортових запасів палива. У числі основних завдань системи керуючих двигунів як виконавчих органів системи керування польотом верхнього ступеня ракети-носія: керування за креном, тангажем та рисканням при різних режимах роботи маршового двигуна, прискорення ступеня перед повторними запусками маршового двигуна, відведення ступеня на орбіту утилізації з виробітком залишків палива. Наявність гідравлічного зв’язку паливних магістралей керуючих двигунів і маршового двигуна призводить до появи на входах до керуючих двигунів збурень тиску компонентів палива при запусках/зупинках маршового двигуна у вигляді провалів і кидків тиску повинні бути додатково відпрацьовані системою керування рухом ступеня ракети. Для дослідження роботи керуючих двигунів в умовах збурень від маршового двигуна використано розроблену авторами комплексну математична модель, що описує рух компонентів палива в магістралях живлення, в паливних електрокерованих клапанах і камерах згоряння керуючих двигунів. При проведенні розрахунків використано часові залежності збурень, що отримані при комплексних наземних випробуваннях верхнього ступеня ракети-носія «Циклон-4М». Результати розрахунків для найбільш напружених комбінацій роботи керуючих двигунів в умовах збурень при запусках і зупинках маршового двигуна, показують, що зміни тяги керуючих двигунів знаходяться в межах, що відповідають вимогам технічного завдання на розробку керуючих двигунів у складі рідинно-реактивної системи.

Ключові слова: *маршовий двигун, керуючий двигун, система живлення, комплексна математична модель, збурення тиску, тяга, результати розрахунку.*

Цель работы – исследование влияния возмущений от запусков и остановов маршевого двигателя многократного включения на работу управляющих реактивных двигателей при их непрерывных и импульсных режимах работы с учетом объединения топливных магистралей этих установок. Отказ от традиционного питания управляющих двигателей из автономных баков позволяет увеличить массу выводимого полезного груза за счет исключения газовой вытеснительной системы и обеспечивает более полное использование бортовых запасов топлива. В числе основных задач системы управляющих двигателей как исполнительных органов системы управления полетом верхней ступени ракеты-носителя: управление по крену, тангажу и рысканию при разных режимах работы маршевого двигателя, ускорение ступени перед повторными запусками маршевого двигателя, увод ступени на орбиту утилизации с выработкой остатков топлива. Наличие гидравлической связи топливных магистралей управляющих двигателей и маршевого двигателя приводит к появлению на входах в управляющие двигатели возмущений давления компонентов топлива при запусках/остановах маршевого двигателя в виде провалов и бросков давления, которые должны быть дополнительно отработаны системой управления движением ступени ракеты. Для исследования работы управляющих двигателей в условиях возмущений от маршевого двигателя использована разработанная авторами комплексная математическая модель, описывающая течение компонентов топлива в магистралях питания, в топливных электроуправляемых клапанах и камерах сгорания управляющих двигателей. При проведении расчетов использованы временные зависимости возмущений, полученные при комплексных наземных испытаниях верхней ступени ракеты-носителяН «Циклон-4М». Результаты расчетов для наиболее напряженных сочетаний работы управляющих двигателей в условиях возмущений при запусках и остановах маршевого двигателя показывают, что изменения тяги управляющих двигателей находятся в пределах, соответствующих требованиям технического задания на разработку этих двигателей при работе в составе жидкостно-реактивной системы.

Ключевые слова: *маршевый двигатель, управляющий двигатель, система питания, комплексная математическая модель, возмущения давления, тяга, результаты расчета.*

The aim of this work is to study the effect of disturbances from startups and shutdowns of a restartable sustainer engine on the operation of control jet engines in their continuous and pulse operation with account for the integration of the engine feed lines. Abandoning the traditional feed of control engines from individual tanks increases the payload mass by eliminating the need for a gas displacement system and offers a more complete use of the onboard propellant. The main objectives of the system of control engines as actuators of the launch vehicle upper stage flight control system are roll, pitch, and yaw control in different operating regimes of the sustainer engine, the acceleration of the stage before sustainer engine restarts, and the removal of the stage to an utilization orbit with remaining propellant burn-up. Because the feel lines of the sustainer engine and the control engines are hydraulically connected, at sustainer engine startups/shutdowns the propellant component pressure at the control engine inlets is subject to disturbances in the form of surges and dips, in response to which the rocket stage flight control system must generate additional control actions. The control engine operation under disturbances from the sustainer engine was studied using the authors' comprehensive mathematical model, which describes the propellant component flow in the feed lines, electrically operated fuel valves, and combustion chambers of control engines, and the time profiles of disturbances recorded in full-scale ground tests of the Cyclon-4M launch vehicle upper stage. Calculations were conducted for the most strenuous combinations of the control engine operation under disturbances from sustainer engine startups and shutdowns. The calculated data show that the control engine thrust is within the limits specified in the requirements specification for the development of the control engines as a part of the liquid-propellant jet system.

Keywords: *sustainer engine, control engine, feed system, comprehensive mathematical model, pressure disturbances, thrust, calculated data*.

Вступ. На протязі останніх років в Україні (Державне підприємство «КБ «Південне») проводиться розробка двигунної установки верхнього ступеня ракети-носія «Циклон-4М» у складі рідинного маршового двигуна (МД) і рідинно-реактивної системи керування рухом ступеня з використанням висококиплячих газонасичених компонентів – несиметричного диметілгідразину (пальне) і азотного тетраоксиду (окислювач).

Особливість двигунної установки верхнього ступеня ракети-носія «Циклон-4М» полягає у багаторазових запусках і зупинках МД в процесі виведення корисних вантажів на різні орбіти та об'єднанні паливних магістралей МД і рідинно-реактивної системи (РРС).

РРС у складі 10-ти керуючих реактивних двигунів малої тяги виконує такі завдання:

– створення керуючих зусиль за каналом крену на активній ділянці польоту ступеня при працюючому МД;

– створення необхідних зусиль для кутової стабілізації ступеня на пасивних ділянках траєкторії за тангажем, креном та рисканням при непрацюючому МД;

– створення поздовжнього перевантаження ступеня для забезпечення суцільності компонентів палива (КП) на входах до МД перед повторними запусками;

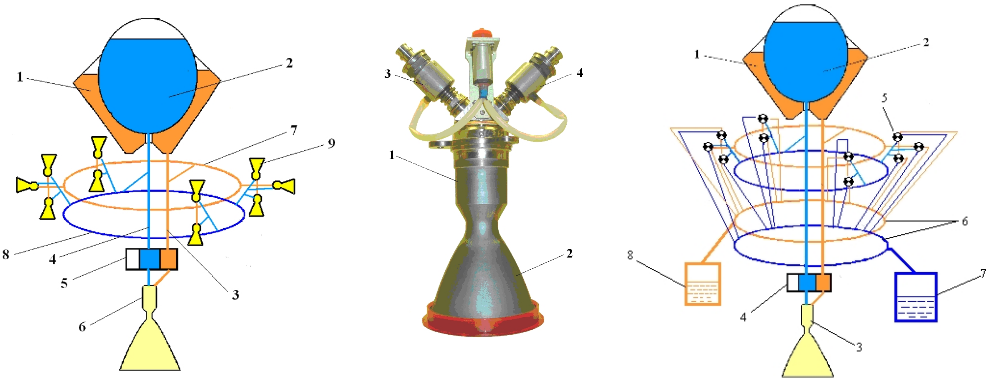
– формування траєкторії і забезпечення необхідної точності виведення в положення, необхідне для відділення КА;

– орієнтація ступеня перед відведенням його з орбіти і стабілізація ступеня при відведенні з орбіти;

– відведення ступеня з орбіти з використанням робочих та гарантованих запасів палива до вигоряння одного з компонентів робочого палива при включенні РРС на заданий проміжок часу.

Відмова від традиційного живлення керуючих двигунів (КД) з автономних баків та створення єдиної гідравлічної паливної системи МД і РРС дозволяє збільшити масу корисного вантажу за рахунок виключення газової витіснювальної системи і забезпечує більш повне використання бортових запасів палива. Однак наявність гідравлічного зв'язку паливних магістралей РРС з магістралями МД призводить до появи на входах до РРС збурень тиску компонентів палива при запусках/зупинках МД у вигляді провалів і кидків тиску на входах до КД, які система керування рухом ступеня ракети повинна додатково відпрацьовувати. Тому актуальним є питання про відповідність тягових характеристик керуючих двигунів, які працюють в умовах збурень на входах до камер згоряння двигунів, вимогам технічного завдання на розробку даної системи і забезпечення стійкої роботи системи керування в льотних умовах.

1. Особливості конструкції та наземного відпрацювання рідинно-реактивної системи. Система живлення маршового двигуна та рідинно-реактивної системи компонентами палива, що схематично представлена на рис. 1, а), складається з таких основних вузлів: паливних баків пального 1 і окислювача 2, магістралей подачі КП 3, 4 до турбонасосного агрегату 5 і далі до маршового двигуна 6; живлення КД 9 здійснюється з колекторів 7, 8, з’єднаних з магістралями 3, 4. Загальний вигляд керуючого двигуна представлено на рис. 1, б). Основні елементи його: камера згоряння 1, сопловий пристрій 2, паливні клапани окислювача і пального 3, 4.



а) б) в)

Рис. 1

Така побудова системи живлення РРС поставила ряд питань перед розробниками в різних аспектах. Знижені тиски КП на входах до КД обумовили необхідність розробки камер згоряння (КЗ) і соплових пристроїв з робочими тисками близько 1 бар, при цьому витрати компонентів палива складають: окислювач – 9,74 г/с, пальне – 5,26 г/с. Необхідно врахувати, що використання газонасичених компонентів палива при понижених робочих тисках КП може привести до ефектів газовиділення та утворення в паливних магістралях двофазних газорідинних середовищ та навіть газових корок.

Аналіз вихідних даних з газонасиченості компонентів палива і умов газовиділення при роботі та зупинках маршового двигуна представлено у таблиці 1. У таблиці наведено діапазони стаціонарних робочих тисків на входах до РРС окислювача ($p_{\text{о}}^{\text{вх}}$) і пального ($p_{\text{п}}^{\text{вх}}$), діапазони концентрацій гелію і азоту в окислювачі і пальному ($c_{\text{о}}^{\text{He}}, c_{\text{о}}^{\text{N}}, c_{\text{п}}^{\text{He}}, c_{\text{п}}^{\text{N}}$) і граничні тиски початку газовиділення $\langle p_{\text{о}}^{\text{He}} \rangle$, $\langle p_{\text{о}}^{\text{N}} \rangle$, $\langle p_{\text{п}}^{\text{He}} \rangle$, $\langle p_{\text{п}}^{\text{N}} \rangle$ в залежності від концентрації розчинених газів.

З наведених даних випливає, що тиски початку газовиділення за азотом і гелієм істотно нижчі від стаціонарних вхідних робочих тисків пального, а тиски щодо виділення гелію в окислювачі при його максимальних концентраціях можуть перевищувати робочі вхідні тиски і роблять можливим формування газорідинного середовища в окислювачі. У випадках швидких, пульсаційних змін тиску окислювача, характерних для умов запусків/зупинок маршового двигуна, істотне значення мають співвідношення градієнтів зміни тиску і часів релаксації (часів виділення і розчинення газів в рідині). Якщо тривалість провалів тиску менше часів релаксації, вплив газовиділення може не враховуватись.

Таблиця 1

Режим МД	$p_{о}^{вх}$, бар	$c_{о}^{He}$, кг/м^3	$c_{о}^{N}$, кг/м^3	$\langle p_{О}^{He} \rangle$, бар	$\langle p_{о}^{N} \rangle$, бар	$p_{п}^{вх}$, бар	$c_{п}^{He}$, кг/м^3	$c_{п}^{N}$, кг/м^3	$\langle p_{п}^{He} \rangle$, бар	$\langle p_{п}^{N} \rangle$, бар
При паузах	5,00–6,20	0,004–0,0195	0,04	0,43–2,10	0,32	2,40–2,80	0,003–0,008	0,04	0,51–1,36	0,32
При роботі	4,4–6,0	0,034–0,059	0,04	3,66–6,34	0,32	2,40–2,80	0,0079–0,012	0,04	1,34–2,03	0,32

Збурення тисків КП на входах до РРС є додатковим навантаженням на роботу системи керування. Тому при розробці цієї системи необхідним етапом є проведення всебічного наземного відпрацювання з моделюванням льотних умов.

Наземне вогневе відпрацювання розроблюваної системи керуючих двигунів проводиться у декілька етапів: 1) автономне відпрацювання одиночних двигунів, 2) автономне відпрацювання всієї системи у складі 10-ти керуючих двигунів, 3) комплексне відпрацювання РРС у складі верхнього ступеня разом з роботою маршового двигуна. Оскільки номінальні розрахункові тиски в камерах згоряння керуючих двигунів складають приблизно 1 бар, автономні випробування одиночних двигунів і всієї РРС проводяться у вакуумній камері, понижений тиск у якій в процесі випробувань підтримується на рівні, що відповідає льотним умовам. При проведенні комплексних вогневих випробувань РРС у складі верхнього ступеня ракети на зрізах соплових пристроїв також необхідно забезпечити тиски, які відповідають льотним умовам. Технічна реалізація забезпечення понижених тисків на зрізах соплових пристроїв кожного з керуючих двигунів є складною технічною й технологічною задачею. Тому вогневі випробування РРС у комплексі з роботою МД проводяться на спрощеній конструкції керуючих двигунів, яка полягає у такому: у керуючих двигунів видаляються камери згоряння і соплові пристрої, залишаючи тільки паливні клапани. Схему проведення комплексних випробувань представлено на рис. 1, в). Робота КД без запалення компонентів палива моделюється функціонуванням паливних клапанів 5, виходи кожного з них (за окислювачем і пальним) з’єднуються з відповідними кільцевими збірними колекторами 6 та збірними ємностями 7, 8. Тиски на виходах з клапанів підтримуються на рівні 0,9 бар, що нижче від номінальних рівнів для камер згоряння КД. В процесі відпрацювання РРС у відповідності до циклограми роботи РРС системою вимірювання реєструються тиски на входах до колекторів РРС при всіх режимах роботи МД: запусках, роботі, зупинках та паузах. Витрати компонентів палива та їх співвідношення при роботі РРС у різних режимах визначаються інтегрально за весь цикл одного випробування. Тому складає значний інтерес визначення витрат КП для умов роботи кожного з КД з урахуванням горіння КП.

Оскільки сумарні витрати КП для роботи РРС суттєво менші від відповідних витрат на роботу МД, можна вважати, що у льотних умовах збурення від роботи МД на роботу РРС відповідають льотним умовам роботи РРС.

Метою даної роботи є дослідження впливу збурень від запусків/зупинок маршового двигуна на роботу керуючих двигунів при їх безперервних та імпульсних режимах роботи з використанням результатів комплексних наземних випробувань РРС разом з МД у складі верхнього ступеня РН «Циклон-4М».

Метод вирішення задачі – математичне моделювання роботи РРС з використанням комплексної математичної моделі, що описує роботу КД в складі РРС, та об'єднує моделі течій компонентів палива в системі трубопроводів, що забезпечують подачу КП до електрокерованих паливних клапанів, розташованих на голівках камер згоряння кожного з КД, електродинамічні моделі паливних клапанів і термогазодинамічні моделі процесів у камерах згоряння КД за наявності збурень на входах до РРС, обумовлених запусками/зупинками МД.

2. Основні положення математичної моделі роботи рідинно-реактивної системи. Алгоритм розрахунку [1 – 5]. Кожна з магістралей для компонентів палива розбивається на конструктивні ділянки, які характеризуються постійністю прохідних перерізів, товщини стінок і матеріалів трубопроводів. На стиках конструктивних ділянок враховуються зосереджені місцеві гідравлічні опори типу звуження/розширення, трійника, витратного жиклера, клапана.

Рух КП в перетинах на стику ділянок узгоджуються за допомогою граничних умов, що виражають конкретні фізичні закони в цих перетинах.

Течії газонасиченої рідини в розгалуженій трубопровідній системі розглядаються в гідравлічному наближенні і описуються системою хвильових рівнянь для кожної з конструктивних ділянок трубопроводу.

Кожен з компонентів палива вважається ізотермічною, баротропною газонасиченою рідиною. Газ, що виділився з компонентів палива, розподіляється рівномірно по локальному розрахунковому об'єму рідини. Швидкість руху газорідинної суміші істотно менше від швидкості звуку. Приймається, що пов'язане з підвищенням або пониженням тиску газовиділення/повторне розчинення газу, що виділився в даному розрахунковому перерізі, відбувається миттєво. Течії компонентів палива на конструктивних ділянках описуються системою хвильових рівнянь

$$\begin{cases} \dfrac{\partial p_i}{\partial t} + a_i^2(p_i)\dfrac{\partial G_i}{\partial x_i} = 0; \\ \dfrac{\partial G_i}{\partial t} + \dfrac{\partial p_i}{\partial x_i} = \psi_i(p_i, G_i); \\ i = 1, 2, \ldots N, \end{cases} \qquad (1)$$

де t – час; x_i – координата вздовж конструктивної ділянки трубопроводу; i – номер ділянки; p_i – тиск; $G_i = \rho_i U_i$ – масова швидкість; ρ_i, U_i – густина і швидкість рідини; $a_i(p_i)$ – швидкість розповсюдження збурень (швидкість звуку), яка визначається з урахуванням об'ємної концентрації газу φ, що виділився у розрахунковому перерізі; $\psi_i = -\lambda_i \dfrac{G_i |G_i|}{2 D_i \rho_i}$ – гідравлічний опір одиниці довжини трубопроводу; $\lambda_i = \lambda_{\text{гр}}(\text{Re}_{\text{гр}}, \overline{\Delta})$ – коефіцієнт гідравлічного опору; $\text{Re}_{\text{гр}}$ – число Рейнольдса газорідинної суміші; $\overline{\Delta} = \Delta / D_i$ –

відносна шорсткість стінок трубопроводу; Δ – ефективна висота шорсткості; $°_{гр} = °_{г}¨ + °_{р}(1 – ¨)$ – густина газорідинної суміші; $°_{г}$ – густина газу, що виділився, яка визначається з рівняння стану для умов розрахункового перерізу; $°_{р}$ – густина рідини.

Розв’язання системи (1) виконується за наступних початкових умов:

$$p_i^{п}(x,0) = p_{вх}^{п}; \qquad G_i^{п}(x,0) = 0; \qquad p_j^{о}(x,0) = p_{вх}^{о}; \qquad G_J^{о}(x,0) = 0,$$

($i = 1, 2, ...N^{о}; j = 1, 2, ... N^{п}$), де $N^{о}$, $N^{п}$ – кількості конструктивних ділянок в паливних магістралях окислювача і пального.

Граничні умови на входах до паливних магістралей, на стиках конструктивних ділянок та на входах до керуючих двигунів визначаються з використанням балансових співвідношень для витрат, тисків та співвідношень на характеристиках, що виходять з найближчих розрахункових вузлів, з урахуванням місцевих гідравлічних опорів.

Гідравлічні опори конструктивних ділянок при течії газорідинної суміші розраховуються як для труб з шорсткою поверхнею, величина шорсткості якої, визначається розміром газових бульбашок, що знаходяться на внутрішній поверхні труби, відповідно до моделі, запропонованої в роботі [6].

Система рівнянь для кожної з конструктивних ділянок розв’язується методом характеристик, модифікованим для умов, що враховують можливе газовиділення розчинених газів і перетворення течії паливних компонентів в газорідинні суміші. Даний метод докладно представлено в роботах [2 – 5].

Для побудови кінцево-різницевої сітки з координати і часу розгалужена трубопровідна система представляється у вигляді матриці, в якій на місцях елементів, відповідних розрахунковим перетинам трубопроводів, стоять номери цих перетинів. Нумерація їх може бути довільною, але впорядкованою в межах кожної з внутрішніх конструктивних ділянок [5].

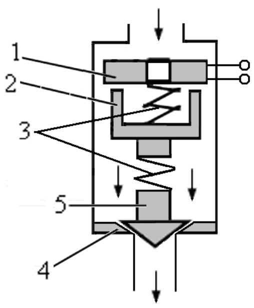


Рис. 2

Подача компонентів палива до камер згоряння при запуску і зупинці керуючих двигунів регулюється за допомогою електрокерованих гідравлічних клапанів (ЕГК).

Робота клапанів здійснюється за командними сигналами у вигляді напруги, що подається від бортової системи керування на котушки електромагнитів. Розрахункову схему цих клапанів наведено на рис. 2, при цьому: 1 – котушка електромагніту, 2 – якір, 3 – пружини, 4 – сідло клапана, 5 – таріль клапана. Математичну модель клапана, що описує його роботу при відкритті і закритті в залежності від його електродинамічних параметрів, перепаду тиску компонента палива на сідлі та інших параметрів детально описано в роботах [1, 7].

Термогазодинамічні процеси в камерах згоряння КД є визначальними при роботі РРС як виконавчого органа системи керування рухом ступеня.

Для математичного опису цих процесів в камерах згоряння керуючих двигунів використовується середньооб’ємна модель [8]. При цьому приймається допущення, що час від моменту впорскування палива до перетворення його в продукти реакції (час запізнення $²_k$) вважається постійним і залежить від параметрів камери згоряння (КЗ). Вплив газонасиченості КП на процеси у КЗ не враховується, оскільки масова доля газів у паливі незначна.

Рівняння для визначення тиску в камері згоряння КД має вигляд [3, 4]

$$\frac{dp_{\text{кз}}}{d²} + £\Psi p_{\text{кз}} = ¦\,\frac{R_k T_k}{V_k}\left[G_o(² - ²_k) + G_r(² - ²_k)\right], \qquad (4)$$

де $\Psi = A_n \dfrac{F_{kp}}{V_k}$; $²_k$ – час загального запізнення займання компонентів палива; $A_n = \sqrt{n\left(\dfrac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}}$; n – показник політропи; $p_{\text{кс}}$ – тиск у камері згоряння; V_k – об'єм камери згоряння; $F_{\text{кр}}$ – площа критичного перерізу сопла; R_k, T_k – газова стала і температура продуктів реакції відповідно; витрати окислювача G_o і пального $G_{\text{п}}$, що надходять до камери згоряння; ¦,£ – поправні множники, що визначаються за даними вогневих випробувань одиночних КД конкретного виконання.

Розв'язання рівнянь для кожного з керуючих блоків проводиться за початкових умов: $p_k^{\text{кз}}(0) = p_{\text{зовн}}$ (k – номер КД, $p_{\text{зовн}}$ – зовнішній тиск).

За даними стендових випробувань одиночних КД в імпульсних режимах різної тривалості визначено затримку запалення після відкриття ЕГК і затримку початку спаду тиску у КЗ після повного закриття ЕГК. На основі цих результатів отримано залежності для множників ¦, £ у рівнянні (4) [3]. Множник ¦ відображає вплив відхилення тиску пального від номінального значення, а множник £ визначає режими витоку продуктів горіння – надкритичний чи докритичний.

Розрахунок тяги керуючого двигуна на сталому режимі течій проводиться за залежністю

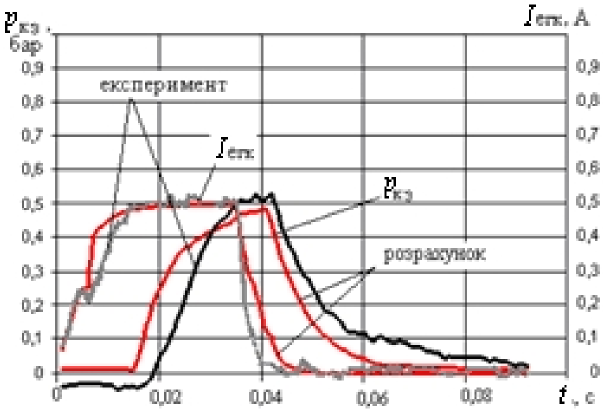
$$R = G \cdot u_a + (p_a - p_h) \cdot F_a, \qquad (5)$$

де G – масова витрата продуктів згоряння; u_a, p_a – швидкість газу і статичний тиск на зрізі сопла; p_h – тиск навколишнього середовища; F_a – площа зрізу сопла. Параметри на зрізі сопла (швидкість u_a, тиск p_a та число Маха M_a) визначаються за ізоентропічними формулами.

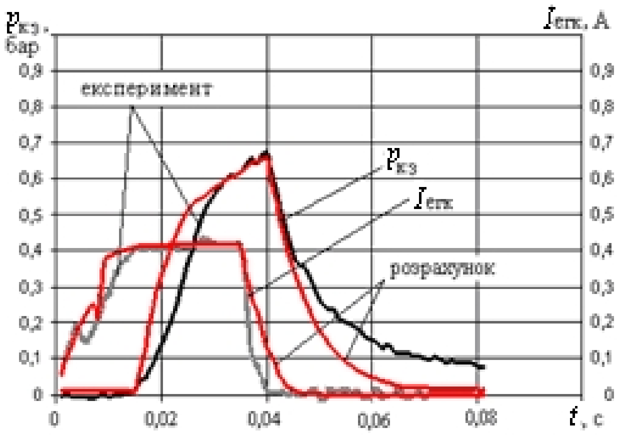
Для умов стендових випробувань в якості тиску гальмування використовується величина тиску в камері згоряння керуючого двигуна, а в якості зовнішнього тиску – тиск в вакуумкамері. З ростом тиску в вакуумкамері, обумовленим накопиченням продуктів згоряння, справедливість використання залежності (5) порушується, оскільки робота надзвукового сопла переходить у нерозрахунковий режим недорозширення. На перехідних режимах роботи КД (при запуску і зупинці), коли витікання з сопла відбувається у дозвуковому режимі, можна вважати, що тиск на зрізі сопла приблизно дорівнює тиску навколишнього середовища. Тоді другий член у виразі (5) може бути прийнятий рівним нулю.

На рис. 3 наведено результати порівняння розрахункових та експериментальних даних тиску у камері згоряння $p_{\text{кз}}$ та струму $I_{\text{егк}}$ у котушках клапанів, отриманих при автономних стендових випробуваннях одиночного КД при тривалості імпульсу $\Delta t_{\text{імп}}$ =0,035 с при знижених тисках КП на входах до

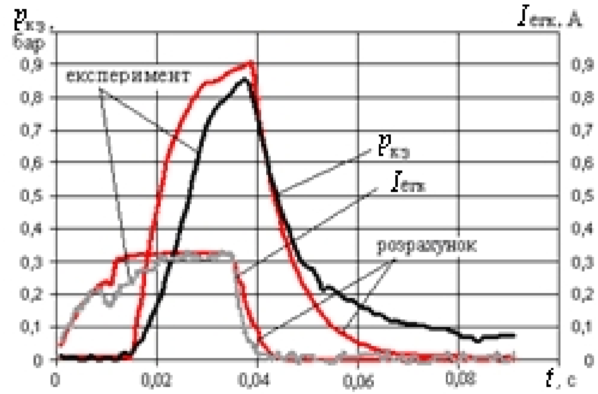
КД $p_о^{вх}$ =4,4 бар, $p_п^{вх}$ =1,74 бар (рис. 3, а)), номінальних тисках $p_о^{вх}$ =5,4 бар, $p_п^{вх}$ =2,3 бар (рис. 3, б)), та підвищених тисках $p_о^{вх}$ =6,9 бар, $p_п^{вх}$ =3,2 бар (рис. 3, в)). При цьому напруги живлення ЕГК становили відповідно $U_{егк}$ =32,7 В; 27,1 В; 21,4 В.



а)



– б)



в)

Рис. 3

Ці результати свідчать, що розроблені моделі термогазодинамічних та електродинамічних процесів в камерах згоряння та у електрокерованих клапанах достатньо повно відображають роботу керуючих двигунів для найбільш складних імпульсних режимів. У безперервних режимах збіг розрахункових та експериментальних даних суттєво вище, оскільки вплив перехідних процесів запуску та зупинки КД знижується з ростом тривалості його роботи.

Дану уточнену математичну модель протестовано на результатах автономних випробувань РРС в цілому і представлено в роботах [3, 4].

Цю модель використано для аналізу роботи рідинно-реактивної системи в умовах збурень від перехідних процесів при запусках/зупинках маршового двигуна. Функціональні залежності збурень можуть бути знайдені або розрахунковим шляхом, методика яких викладена в роботах [9, 10], або з результатів експериментального відпрацювання маршового двигуна спільно з РРС. У даній роботі використані дані наземних випробувань верхнього ступеня РКП «Циклон-4М». При проведенні розрахунків було прийнято, що керуючі двигуни РРС працюють в штатному режимі (із запалюванням КП) при подачі на вхід збурень від маршового двигуна. Вплив теплової інерції камер згоряння при імпульсних режимах не враховується.

Розрахунок роботи рідинно-реактивної системи при збуреннях від маршового двигуна проводиться у два етапи:

- розрахунок роботи РРС при виході на стаціонарний режим для безперервного, імпульсного або комбінованого режимів при постійних тисках пального та окислювача ($p_{вх}^{п}$, $p_{вх}^{о}$) на входах до РРС (при роботі маршового двигуна МД, або у паузах його вмикання), що передує збуренням тиску від запусків або зупинок маршового двигуна;
- розрахунок роботи РРС за наявності збурень тиску від маршового двигуна на входах до РРС.

На першому етапі задаються початкові умови для системи рівнянь (1), стосовно пального та окислювача, рівнянь (5) для кожної з КЗ та послідовність командних сигналів у вигляді величин напруги, що подаються на котушки ЕГК (тривалість подачі напруги, тривалість паузи, початок та загальна тривалість роботи для кожного КД у відповідності до заданої циклограми).

Ці данні використовуються при розрахунках відкриття клапанів пального та окислювача КД що вмикаються. Після початку відкриття клапанів починається рух компонентів палива (КП) до камер згоряння, робота яких задана циклограмою. Витрати цього палива визначаються перепадом тиску перед паливними форсунками і тиском у КЗ. З використаннях цих витрат проводиться чисельне розв’язання рівняння (5) з визначенням тисків у КЗ для кожного з КД на інтервалі часу, що дорівнює часовому кроку метода характеристик для системи (1). Знайдені витрати і тиски КП використовуються на наступному кроці за часом для системи (1) в якості нових граничних умов у перерізах магістралей живлення на входах до камер згоряння керуючих двигунів. Цей процес триває з урахуванням змін витрат компонентів палива через ЕГК, що продовжують відкриватися до тих пір, поки клапани або повністю відкриються, або відкриття перерветься згідно циклограми і почнеться етап закриття ЕГК. Перший варіант відповідає або безперервному режиму роботи КД, або достатньо тривалому командному імпульсу. Повне закриття ЕГК перетворює перерізи входів до КД у тупикові перерізи для системи (1). Цей варіант реалізується при імпульсній роботі керуючих двигунів.

Перший етап розрахунків руху компонентів палива в паливних магістралях РРС, роботи клапанів та тисків у камерах згоряння керуючих двигунів продовжується до виходу на режим, який відповідає стаціонарній роботі маршового двигуна або паузі у його роботі і завершується моментом початку його запуску або зупинки, що відображається зміною початкових умов для системи рівнянь (1) для пального та окислювача на входах до РРС

$$p^{\text{п}}(x_{\text{вх}}, t^*) = p^{\text{п}}_{\text{мд}}(t^*)\,;\; G^{\text{п}}(x_{\text{вх}}, t^*) = G^{\text{п}}_{\text{мд}}(t^*)\,;$$
$$p^{\text{о}}(x_{\text{вх}}, t^*) = p^{\text{о}}_{\text{мд}}(t^*)\,;\; G^{\text{о}}(x_{\text{вх}}, t^*) = G^{\text{о}}_{\text{мд}}(t^*)\,,$$

де t^* – час, що відраховується від початку збурень при запуску або зупинці маршового двигуна; $x_{\text{вх}}$ – координати вхідних перерізів систем живлення РРС компонентами палива.

В якості функцій $p^{\text{п}}_{\text{мд}}(t^*)$ та $p^{\text{о}}_{\text{мд}}(t^*)$ при запуску або зупинці маршового двигуна використовуються дані спільного наземного відпрацювання рідинно-реактивної системи керуючих двигунів і маршового двигуна верхнього ступеня ракети. Функції $G^{\text{п}}_{\text{мд}}(t^*)$, $G^{\text{о}}_{\text{мд}}(t^*)$ визначаються з урахуванням роботи кількості керуючих двигунів та їх режимів роботи за представленим вище алгоритмом з урахуванням збурень тиску від маршового двигуна.

3. Особливості роботи системи керуючих двигунів в умовах збурень від запусків та зупинок маршового двигуна

У льотних умовах робота керуючих двигунів РРС відбувається у безперервних режимах, тривалістю від декількох до десятків секунд, та у імпульсних режимах з мінімальною тривалістю роботи у 0,035 с з паузами від 0,04 с до декількох секунд. Реалізація того або іншого режиму роботи керуючих двигунів визначається командними сигналами від бортової системи керування рухом ступеня та є заздалегідь невідомою. Тому нижче представлено результати розрахунків для найбільш критичних умов роботи керуючих двигунів за наявності збурень тисків на входах до РРС від запусків і зупинок маршового двигуна.

Характер часових залежностей тисків компонентів палива на входах до РРС не залежить від кількості працюючих КД, в той час як витрати паливних компонентів, що надходять до РРС, визначаються кількістю та режимами роботи КД. Процеси у керуючих двигунах та їх тягові характеристики залежать від витрат компонентів палива та їх співвідношення.

На рис. 4 представлено результати зміни тисків компонентів палива на входах до РРС при запуску (рис. 4, а)) і зупинці МД (рис. 4, б)). Криві 1 відносяться до параметрів пального, а криві 2 – до параметрів окислювача. Ці дані отримано експериментальним шляхом за результатами одного зі спільних випробувань РРС і маршового двигуна. Там же представлено результати зміни витрат компонентів палива на входах до РРС при запуску (рис. 4, в), д)) і зупинці МД (рис. 4, г), е)). Дані з витрат компонентів палива на входах до РРС отримано розрахунковим шляхом з використанням наведеної вище комплексної розрахункової моделі для безперервних (рис. 4, в), г)), імпульсних (рис. 4, е)), та комбінованих режимів роботи КД (рис. 4, д)).

Слід зазначити, що експериментально, в умовах вогневих випробувань, отримати миттєві значення витрат компонентів палива на входах до РРС і в будь-якому перерізі паливних магістралей технічно не представляється можливим. Тому розрахунковий шлях визначення витратних параметрів палива, що забезпечують живлення КД, дає можливість отримати всі характеристики роботи системи КД.

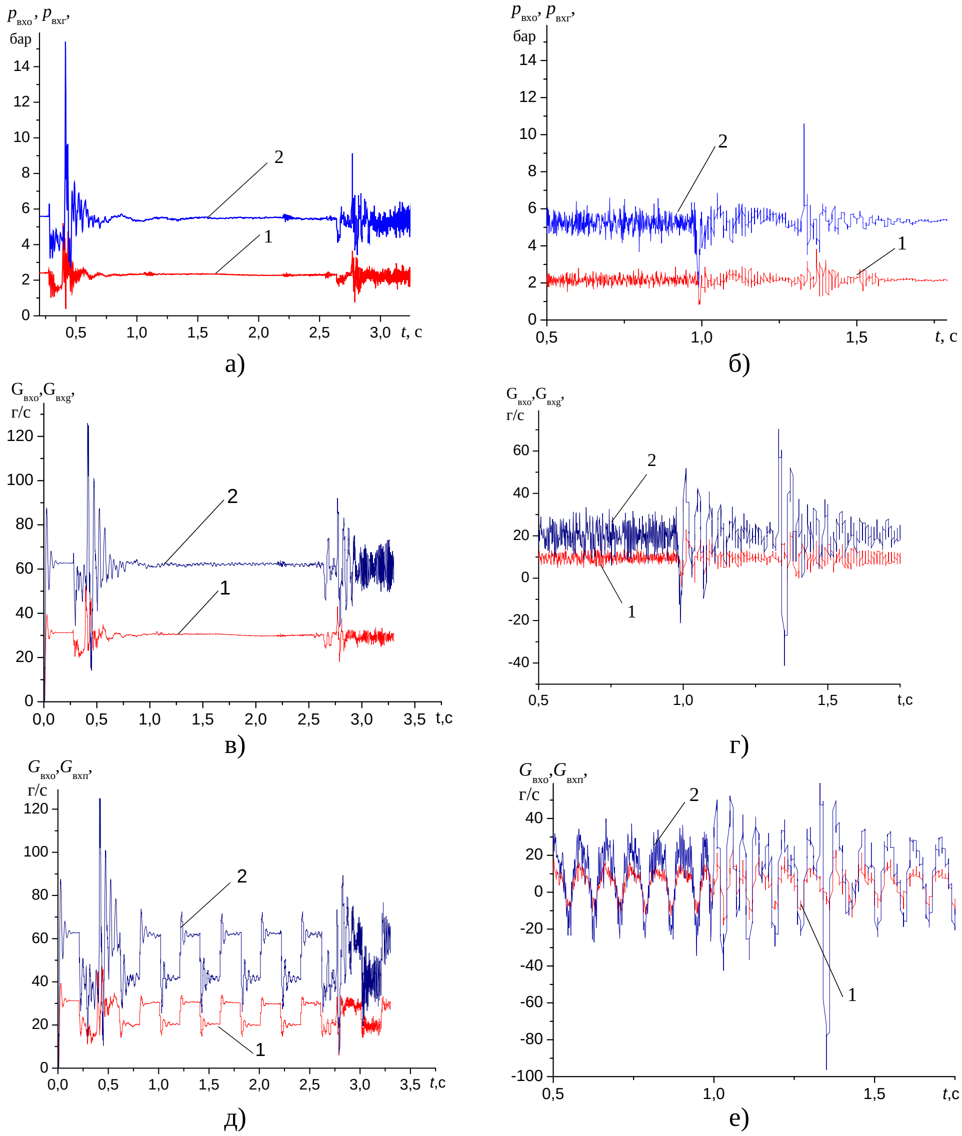


Рис. 4

При запуску МД в розрахунках враховувалася робота 6-ти КД, а при зупинці МД – робота 2-х КД. Отримані результати показують, що при зупинці МД гідроудари і провали тисків призводять до імпульсних викидів окислювача в магістраль живлення МД. При імпульсних режимах роботи КД такі ефекти мають місце при запуску і зупинці МД, що пов’язано з паузами у роботі КД. На роботу МД вони не мають скільки-небудь помітного впливу через їхню малість. Розрахункова оцінка впливу цих викидів на роботу РРС показує, що їх виключення (наприклад, шляхом установки зворотних клапанів на входах до РРС) призводить до деякого зростання тяги в імпульсних режимах.

На рис. 5 представлено результати розрахунків тяги КД при запусках і зупинках МД для безперервного, імпульсного і комбінованого режимів роботи КД.

Тяга КД при безперервному режимі роботи 6-ти КД для умов запуску МД показана на рис. 5, а) (наведено дані для одного КД, оскільки результати для інших 5-ти КД мають незначні кількісні і якісні відмінності, пов'язані зі взаємним впливом працюючих двигунів один на одного). Величина тяги КД при перших провалах і кидках тисків на входах до РРС протягом приблизно 0,7 с імпульсно змінюється від 18 Н до 42 Н. При других провалах і кидках тисків на входах до РРС, які наступають приблизно через 2 с після перших, величина тяги змінюється в межах від 25 Н до 38 Н і далі пульсує з частотою приблизно10 Гц навколо значення 32 Н.

На рис. 5, б) наведено результати розрахунку тяги 4-х КД, які працюють в імпульсних режимах (тривалості імпульсу і паузи складають 0,2 с), і 2-х КД зі зсувом між імпульсами за часом, що дорівнює 0,1 с. Ті КД, у яких пауза між імпульсами не потрапляє в часові інтервали перших і других провалів і кидків тиску, можуть не відреагувати на провал тиску, але реагують на кидок тиску тягою до 39 Н (криві 2). Для інших КД, у яких пауза потрапляє на провали тисків, тяга в імпульсі знижується до приблизно 28 Н (крива 1).

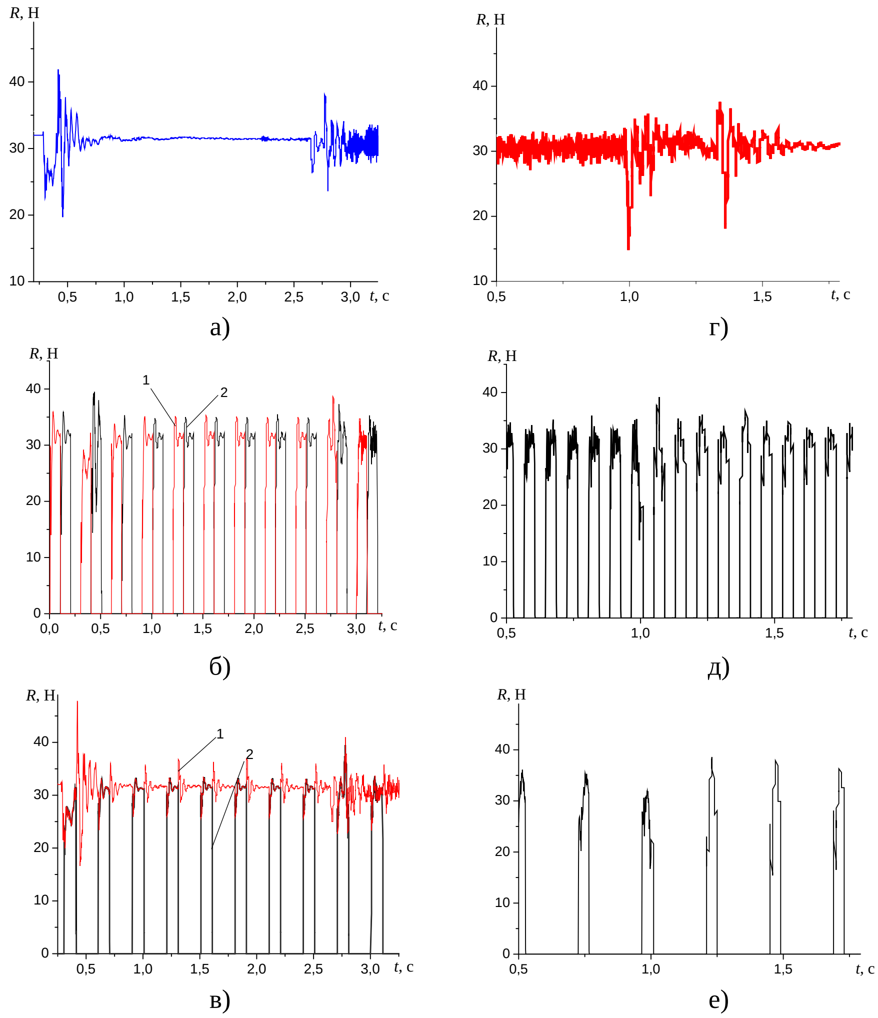


Рис. 5

На рис. 5, в) представлено результати розрахунку тяги 4-х КД, що працюють в безперервному режимі (криві 1), та 2-х КД в імпульсних режимах при тих же параметрах, що і на рис. 5, б) (криві 2). При перших провалах і кидках тисків на входах до РРС тяга КД в режимах безперервної роботи в імпульсі змінюються в межах від 18 Н до 48 Н, а для других провалів і кидків тисків на входах до РРС тяга цих КД імпульсно змінюються в діапазоні від 22 Н до 40 Н.

Для умов зупинки МД тягу КД при безперервному режимі роботи 2-х КД з крену показано на рис. 5, г) (наведені дані для одного КД). Тяга КД відстежує провали і кидки тисків на входах в РРС короткочасно знижуючись до 18 Н при провалах і зростаючи до 35 Н – 38 Н при кидках вхідних тисків.

В імпульсному режимі роботи КД (при тривалості імпульсу і паузи 0,04 с, рис 5, д)) перший провал і наступний за ним кидок вхідного тиску призводять до спотворення одного з імпульсів, відповідно до провалу вхідного тиску і зростання наступного імпульсу, обумовленого кидком вхідного тиску, до приблизно 40 Н. Повторні провали і кидки вхідних тисків істотно менше впливають на тягу КД. На рис. 5, е) представлено вплив збурень на роботу КД в імпульсному режимі при збільшених значеннях пауз між імпульсами: тривалість імпульсу становить 0,04 с, а тривалість паузи – 0,2 с. У цих умовах має місце зниження імпульсу тяги КД при першому провалі тисків на входах до РРС до величини приблизно 30 Н. Повторні збурення на входах до РРС при зупинці МД призводять до деякого зростання імпульсу тяги приблизно до 33 Н і пов’язано це з тим, що другий провал тиску потрапляє на паузу в роботі КД.

Використані при розрахунках тяги КД тиски на входах до РРС отримані з експериментальних даних, які дещо перевищують номінальні значення. Це пов’язане з тим, що за умовами експериментів тиски КП після паливних клапанів підтримувалися на рівні 0,9 бар, що нижче номінального значення при роботі камер згоряння із запалюванням компонентів палива. Тому розрахункові результати з визначення тяги також мають завищені значення приблизно на (10 – 15) %.

Зіставлення отриманих результатів з технічними вимогами, що пред’являються при розробці даної РРС [11], які допускають відхилення від номінальних значень тяги в діапазоні від 18 Н до 48 Н, показують, що вплив збурень на входах в РРС на рівні тяги КД має допустимі значення, що забезпечують стійку роботу системи керування рухом ступеня.

Висновки. Результати розрахунків роботи керуючих двигунів в умовах збурень тиску компонентів палива на входах до РРС, обумовлені запусками і зупинками маршового двигуна при моделюванні льотних умов, показали, що тяга керуючих двигунів змінюється в таких діапазонах:

запуск МД:

– при безперервному режимі роботи 6-ти КД – від 18 Н до 42 Н;

– при безперервному режимі роботи 4-х КД і 2-х КД в імпульсному режимі – від 18 Н до 48 Н;

– в імпульсному режимі роботи 6-ти КД зі зсувом між імпульсами для різних КД – від 28 Н до 39 Н;

зупинка МД:

– при безперервному режимі роботи 2-х КД – від 18 Н до 38 Н;

– в імпульсному режимі роботи 2-х КД – від 30 Н до 33 Н.

Отримані результати свідчать, що вплив збурень від роботи маршового двигуна на зміну рівнів тяги керуючих двигунів знаходиться в межах, що відповідають вимогам технічного завдання на розробку керуючих двигунів верхнього ступеня РН «Циклон-4М».

1. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Кошкин М. И.* Расчетно-экспериментальное обеспечение разработки реактивных двигательных установок малой тяги. Техническая механика. 2005. №2. С. 50–64.
2. *Тимошенко В. И,. Кнышенко Ю. В.,* Неустановившиеся течения жидкости в сложных разветвленных трубопроводных системах. Авиационно-космическая техника и технология. 2012. №5 (92). С. 47–57.
3. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М., Корельский А. В.* Расчетно-методическое обеспечение наземной отработки жидкостно-реактивной системы управления движением III ступени РКН «Циклон-4». Космическая техника. Ракетное вооружение. 2016. № 3. С. 3–14.
4. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М.* Вопросы отработки управляющей жидкостной реактивной системы с питанием из магистралей маршевого двигателя последней ступени ракеты-носителя. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22, № 1. С. 20–35.
https://doi.org/10.15407/knit2016.01.020
5. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В.*Влияние газонасыщенности жидкости на особенности неустановившихся течений в сложных трубопроводах. Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91, № 6. С. 1506–1516. https://doi.org/10.1007/s10891-018-1878-9
6. *Полухин Д. А., Орещенко В. М., Морозов В. А.* Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 247 с.
7. *Кокорин В. В., Рутовский Н. Б., Соловьев Е. В.* Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. М. : Машиностроение, 1983. 184 с.
8. *Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И.* Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 232 с.
9. *Долгополов С. И.* Математическое моделирование динамики жидкости в протяженных трубопроводах с помощью гидродинамических элементов. Техническая механика. 2006. № 2. С.114–120.
10. *Долгополов С. И., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Смоленский Д. Э.* Определение параметров гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при остановах и запусках маршевого двигателя. Техническая механика. 2015. № 2. С. 23–36.
11. *Дураченко В. М., Шпак А. В., Колесниченко С. А., Агеева Л. И., Долинкевич А. С., Унчур К. А.* Проблемы и пути их решения в процессе разработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги для жидкостной реактивной системы 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4». Космическая наука и технология. 2020. Т. 26. № 1. С.18–29. https://doi.org/10.15407/knit2020.01.018

Отримано 25.05.2020,
у остаточному варіанті 26.06.2020