



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

Том 23
5(108)
2017

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

ДЕРЖАВНЕ
КОСМІЧНЕ
АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ ✦ ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. ✦ ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК ✦ КИЇВ

ЗМІСТ

Космічні енергетика і двигуни

Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н., Николаев А. Д., Хорьяк Н. В. Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при его запуске . . . 3

Петренко А. Н., Бучарский В. Л. Моделирование движения ионов в канале стационарного плазменного двигателя 14

Литвиненко В. Е., Кальныш Р. В., Попов В. А. Математическое моделирование внутрибаллистических характеристик двигателя на твердом топливе при срабатывании системы аварийного выключения двигателя . . 21

Земляной К. Н., Рева В. С., Фролов В. П., Безручко К. В. Метод определения типов и значений параметров накопителя электрической энергии при его работе в составе системы автономного электроснабжения мобильного ракетного стартового комплекса 25

Ракетно-космічні комплекси

Тимошенко В. И., Галинский В. П. Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации 33

CONTENTS

Space-Rocket Vehicles

Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolhopolov S. I., Pisarenko V. Yu., Kovalenko V. N. Nikolayev, O. D., Khoriak N. V. Peculiarities of mathematical modeling of low-frequency dynamics of the staged liquid rocket sustainer engines at its startup 3

Petrenko O. M., Bucharskyi V. L. Simulation of ion motion in the channel of a stationary plasma thruster 14

Lytvynenko V. Ye., Kalnysh R. V., Popov V. A. Mathematical modelling of introballistic characteristic of solid rocket engine with power-on emergency shutdown system 21

Zemlyany K. M., Reva V. S., Frolov V. P., Bezruchko K. V. Method of determination of types and parameters of the electric energy storage system during its operation in autonomous power supply system of mobile space launch complex 25

Space-Rocket Vehicles

Tymoshenko V. I., Galinsky V. P. Numerical simulation of a supersonic flow around finned boost vehicles 33

Космічні матеріали та технології

Маслей В. Н., Кулик А. С. Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов 44

Хорольский М. С. О влиянии разработок в области эластомеров для объектов ракетно-космической техники на социально-экономическое развитие экономики и общества 49

Космічне приладобудування

Тягур В. М. Трідзеркальний анастигматичний осесиметричний об'єктив з виправленою дисторсією 55

Космічна навігація та зв'язок

Пап В. О., Глущенко Ю. М. Модернізація механічної системи телескопа ТПЛ-1 станції лазерної локації «Голосіїв-Київ» 62

Науки про життя в космосі

Артеменко О. А. Значение параметров клеточного цикла для разработки технологий космического растениеводства 66

Наші автори 72

Space Materials and Technologies

Masley V. N., Kulyk A. S. Methods of manufacturing the products from composite materials 44

Khorolskyi M. S. Impact of manufacturing of elastomers for objects of rocket and space technology on the development of economics and society 49

Space Instruments

Tiagur V. M. Three-mirror anastigmatic on-axis lens with a corrected distortion 55

Space Navigation and Communications

Pap V. O., Hlushchenko Yu. M. Modernization of the mechanical system of the telescope TPL-1 of the laser ranging station "Golosiiv-Kyiv" 62

Space Life Sciences

Artemenko O. A. The importance of cell cycle parameters for the development of space plant growing 66

Our authors 72

На першій сторінці обкладинки — оперативно-тактична ракета «Гром» (див. статтю В. І. Тимошенка, В. П. Галинського)

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

У підготовці видання взяло участь Українське регіональне відділення Міжнародної академії астронавтики

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54,
тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua
Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.

Підписано до друку 15.12.2017. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 7,77.
Обл.-вид. арк. 7,94. Тираж 102 прим. Зам. № 5111.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003>

УДК 621.454.2

О. В. Пилипенко¹, А. А. Прокопчук², С. И. Долгополов¹,
В. Ю. Писаренко², В. Н. Коваленко², А. Д. Николаев¹, Н. В. Хоряк¹

¹ Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепро, Украина

² Государственное Предприятие «Конструкторское бюро «Южное им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НИЗКОЧАСТОТНОЙ ДИНАМИКИ МАРШЕВОГО ЖРД С ДОЖИГАНИЕМ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА ПРИ ЕГО ЗАПУСКЕ

Развита математическая модель запуска жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с дожиганием генераторного газа за счет совершенствования математических моделей низкочастотной динамики кавитирующих насосов и газовых трактов ЖРД, а также процесса вдува газообразного кислорода в поток жидкого кислорода в системе питания ЖРД. Проведено математическое моделирование запуска перспективного маршевого ЖРД тягой 250 тс, разрабатываемого в ГП «КБ «Южное».

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, низкочастотные динамические процессы, запуск, кавитация в насосах.

ВВЕДЕНИЕ

В современных условиях развития космической отрасли Украины актуальной задачей является создание ракетных двигателей собственной разработки в широком диапазоне тяг. Для решения этой задачи специалистами Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное им. М. К. Янгеля» разрабатывается семейство кислородно-керосиновых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), выполненных по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа [3].

Одним из наиболее сложных динамических режимов работы ЖРД является его запуск [1, 10].

При запуске ЖРД в течение короткого промежутка времени в системах двигателя происходят динамические процессы, характеризующиеся экстремальным увеличением напряжений в конструкции, давлений и расходов компонентов топлива, тепловых нагрузок, скоростей вращения валов турбонасосных агрегатов (ТНА). Как показала практика создания и эксплуатации ЖРД, именно на неустановившихся режимах их работы (особенно при запуске) чаще всего возникают аварийные ситуации [1, 10]. Поэтому математическое моделирование процесса запуска ЖРД является неотъемлемой составной частью комплекса задач, которые необходимо решать при проектировании и отработке ЖРД.

В соответствии с [1, 5, 10] наиболее сложными при запуске ЖРД являются следующие физичес-

© О. В. ПИЛИПЕНКО, А. А. ПРОКОПЧУК, С. И. ДОЛГОПОЛОВ,
В. Ю. ПИСАРЕНКО, В. Н. КОВАЛЕНКО, А. Д. НИКОЛАЕВ,
Н. В. ХОРЯК, 2017

кие процессы: заполнение жидкими компонентами топлива трактов двигателя (в случае криогенных компонентов топлива эти процессы сопровождаются двухфазностью потоков со взаимным преобразованием жидкой и паровой фаз); кинетика воспламенения и выгорания топлива в газогенераторе и камере сгорания; динамические процессы, обусловленные кавитационными явлениями в насосах (в том числе кавитационные колебания и возможные кавитационные срывы насосов).

В настоящее время при математическом моделировании запуска ЖРД используются подходы, разработанные ранее [1, 10]. В соответствии с ними построение математической модели запуска ЖРД осуществляется по агрегативному принципу [2, 11, 12] с разбивкой двигателя на функциональные элементы (агрегаты) и последующим учетом связей и взаимодействия этих элементов. С целью формализации процесса построения математической модели запуска ЖРД используются программные комплексы, в которых агрегаты и подсистемы двигателя (ТНА, газогенератор, камера сгорания, трубопроводы и другие) представлены отдельными блоками уравнений [2, 11, 12]. В работах [2, 11] для верификации математической модели запуска ЖРД использовались экспериментальные данные.

Существенным недостатком известных математических моделей запуска ЖРД [1, 2, 10–12] является использование в них недостаточно точных математических моделей низкочастотных процессов, обусловленных кавитационными явлениями в насосах, рабочих процессах в газовых трактах двигателя и процесса вдува газообразного кислорода в поток жидкого кислорода в системе питания ЖРД.

Целью работы является развитие математической модели запуска ЖРД, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа, за счет совершенствования математических моделей низкочастотной динамики кавитирующих насосов и газовых трактов ЖРД, а также процесса вдува газообразного кислорода в поток жидкого кислорода в системе питания ЖРД.

В данной работе математическое моделирование запуска ЖРД выполнялось применительно к перспективному маршевому ЖРД из семей-

ства кислородно-керосиновых двигателей, выполненных по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа [3].

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАВИТИРУЮЩИХ БУСТЕРНЫХ И ОСНОВНЫХ НАСОСАХ ОКИСЛИТЕЛЯ И ГОРЮЧЕГО

На переходных режимах работы ЖРД, к числу которых относится и запуск ЖРД, насосы могут функционировать как в условиях скрытой кавитации и кавитационного срыва, так и в условиях отсутствия кавитационных каверн [1, 10]. Последние условия могут реализоваться в начальный период запуска ЖРД, когда вал основного турбонасосного агрегата двигателя имеет сравнительно малую частоту вращения. Следует отметить, что в процессе запуска ЖРД также возможны переходы от кавитационного режима работы насосов к бескавитационному и обратно.

Среди математических моделей, описывающих низкочастотные динамические процессы в кавитирующих насосах ЖРД, наибольшее распространение получили гидродинамические модели, основанные на теории струйного кавитационного обтекания решетки профилей [7]. В соответствии с этими моделями основной причиной самовозбуждения колебаний в гидравлических системах является отрицательное кавитационное сопротивление при входе жидкости в межлопастные каналы шнекового преднасоса.

Известен ряд теоретических и экспериментально-расчетных гидродинамических моделей [4, 7]. Пределы применимости теоретических гидродинамических моделей ограничиваются областью существования присоединенных кавитационных каверн в насосах [7]. Пределы применимости экспериментально-расчетных моделей, полученных с использованием результатов экспериментальных исследований кавитирующих насосов в режиме кавитационных автоколебаний, находятся вблизи экспериментальных границ областей существования кавитационных автоколебаний. При запуске ЖРД режимы работы насосов, как правило, выходят за эти пределы, поэтому в настоящей работе гидродинамическая модель кавитирующих насосов адаптирована для описания

динамических процессов в насосных системах при больших числах кавитации.

Гидродинамическая модель кавитирующих насосов [4, 7] включает уравнения динамики кавитационных каверн и неразрывности жидкости в проточной части насоса, а также уравнение для определения давления на выходе из насоса:

$$p_1 = p_{CP} + k^*(V_K, G_1) \cdot \frac{\rho \cdot W_{1CP}^2}{2} + B_1 \cdot T_K \frac{dV_K}{dt}, \quad (1)$$

$$\gamma \cdot \frac{dV_K}{dt} = G_2 - G_1, \quad (2)$$

$$p_2 = p_1 + p_H \cdot \tilde{p}_H(\tilde{V}_K) - J_H \frac{dG_2}{dt}, \quad (3)$$

где p_1, G_1 — давление и расход на входе в насос, p_{CP} — давление срыва насоса, t — текущее время, $k^*(V_K, G_1)$ — зависимость числа кавитации от объема кавитационных каверн V_K и расхода на входе в насос G_1 , $\frac{\rho \cdot W_{1CP}^2}{2}$ — скоростной напор шнекового преднасоса, B_1, T_K — упругость и постоянная времени кавитационных каверн, γ — удельный вес жидкости, p_2, G_2 — давление и расход жидкости на выходе из насоса, $p_H, \tilde{p}_H(\tilde{V}_K)$ — напор и кавитационная функция насоса от относительного объема кавитационных каверн \tilde{V}_K , J_H — коэффициент инерционного сопротивления жидкости в проточной части насоса.

На рис. 1 представлены экспериментальные и рассчитанные по экспериментально-расчетной модели (кривая 2) [4] зависимости частот кавитационных колебаний от давления на входе в насос для стендовой гидравлической системы с насосом окислителя I ступени ракеты-носителя «Циклон» [13]. В области существования кавитационных автоколебаний наблюдается удовлетворительное согласование экспериментальных данных с результатами расчетов. Расчетная кривая отражает одну из главных характерных особенностей кавитационных колебаний — близкую к линейной зависимость частоты кавитационных колебаний от давления на входе в насос [4, 7]. Однако расчетная кривая 2 на рис. 1 не согласуется с тем фактом, что при повышении давления до уровня, когда исчезают кавитационные каверны в проточной части насоса (в данном случае $p_0 = 12.7$ кгс/см²), частота кавитационных

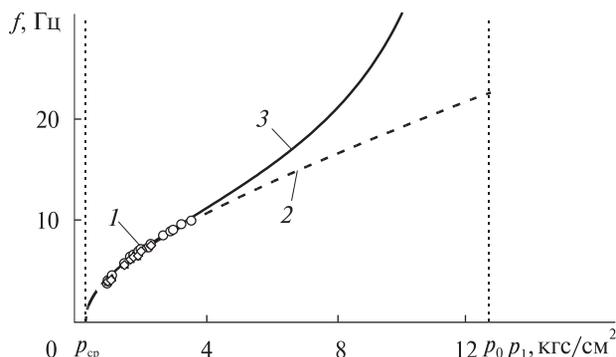


Рис. 1. Зависимости частот кавитационных колебаний от давления на входе в насос: 1 — эксперимент, 2 — расчет по модели [4], 3 — расчет по предложенной модели

колебаний f определяется уже податливостью гидравлической системы, а не податливостью кавитационных каверн, и потому достигает гораздо больших значений. В связи с этим для значений входного давления, находящихся в интервале от верхней границы существования кавитационных автоколебаний до исчезновения кавитационных каверн в насосе, гидродинамическая модель кавитирующих насосов требует уточнения в случае ее применения при больших числах кавитации, в том числе при расчете запуска ЖРД.

С целью уточнения модели изменим выражение для определения относительной упругости кавитационных каверн $\tilde{B}_1(k^*, \varphi)$ [4], дополнив его знаменателем:

$$\tilde{B}_1(k^*, \varphi) = \frac{a(\varphi)k^{*2} + b(\varphi)k^*}{1 - (k^*/k_o^*)^2}, \quad (4)$$

где $a(\varphi) = -2.236 - 0.098\varphi$, $b(\varphi) = -0.8396 - 2.509\varphi - 2.904\varphi^2$, k_o^* — число кавитации, при котором появляются кавитационные каверны в шнекоцентрическом насосе, φ — коэффициент расхода, равный отношению текущего значения параметра режима к значению параметра режима, при котором появляются обратные течения на входе в насос.

Зависимость частоты кавитационных колебаний от давления на входе в насос, определенная с использованием предложенного выражения (4), представлена на рис. 1 (кривая 3). Она согласуется с экспериментальными данными в области существования кавитационных автоколебаний и

непротиворечива вблизи давлений, при которых исчезают кавитационные каверны в насосе.

Согласно экспериментально-расчетному способу определения упругости и объема кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах [7] и выражению (4) относительный объем $\tilde{V}_K(k^*, \varphi)$ кавитационных каверн определяется формулой

$$\begin{aligned} \tilde{V}_K(k^*, \varphi) &= \int_{k^*}^{k_o^*} \frac{dk^*}{\tilde{B}_1(k^*, \varphi)} = \\ &= \frac{1}{b} \cdot \ln \frac{1 + \frac{b}{a \cdot k_o^*}}{1 + \frac{b}{a \cdot k^*}} \left(1 - \left(\frac{b}{2a \cdot k_o^*} \right)^2 \right) - \\ &- \frac{1}{k_o^{*2}} \cdot \left(\frac{k^* - k_o^*}{a} - \frac{b}{2a^2} \ln \frac{a \cdot k^{*2} + b \cdot k^*}{a \cdot k_o^{*2} + b \cdot k_o^*} \right). \end{aligned} \quad (5)$$

В гидродинамической модели кавитирующих насосов ЖРД [7] переход от бескавитационного режима работы насоса к кавитационному и обратно осуществляется с изменением структуры математической модели в части определения расхода и давления на входе в насос за счет изменения уравнений движения и неразрывности в питающих магистральных двигателя и проточных частях насосов. Критерием перехода от бескавитационного режима к кавитационному и обратно является либо критическое число кавитации, либо критический объем кавитационных каверн.

Для дальнейшего использования зависимостей (4) и (5) получим из уравнения (1) дифференциальное уравнение динамики кавитационных каверн путем определения производной давления на входе в насос по времени. С учетом уравнения (2) неразрывности в проточной части насоса это уравнение примет вид

$$\begin{aligned} \frac{dp_1}{dt} &= - \frac{B_1(k^*, \varphi_1)}{\gamma} (G_1 - G_2) + \\ &+ \left[B_2 - \frac{B_1 \cdot T_K}{\gamma} \right] \frac{dG_1}{dt} + \frac{B_1 \cdot T_K}{\gamma} \frac{dG_2}{dt}, \end{aligned}$$

или

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{G_1 - G_2}{C_K} + R_{K1} \frac{dG_1}{dt} + R_{K2} \frac{dG_2}{dt}, \quad (6)$$

где C_K — податливость кавитационных каверн, $C_K = -\gamma / B_1$, $B_2(p_1, G_1) = \frac{\partial p_1}{\partial G_1}$, R_{K1}, R_{K2} — коэф-

фициенты уравнения, имеющие размерность кавитационного сопротивления:

$$R_{K1} = B_2 - \frac{B_1 \cdot T_K}{\gamma}, \quad R_{K2} = \frac{B_1 \cdot T_K}{\gamma}.$$

При определении податливости кавитационных каверн следует иметь в виду, что если она становится меньше податливости жидкости в линии питания, то в этом случае в уравнении динамики кавитационных каверн (6) следует использовать значение податливости жидкости на входе в насос. Таким образом, переход от кавитационного режима работы насоса к бескавитационному и обратно осуществляется без изменения структуры математической модели процесса запуска ЖРД и без скачкообразного изменения значений коэффициентов уравнений.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВЫХ ТРАКТАХ ДВИГАТЕЛЯ

При построении математической модели низкочастотных динамических процессов в газовых трактах двигателя (камера сгорания, газогенератор и газовод) обычно принимаются следующие упрощения [1, 10]. Газовые тракты рассматриваются как элементы с сосредоточенными параметрами; процессы, протекающие в них, полагаются адиабатическими; при описании динамических процессов в камере сгорания и газогенераторе используется простейшая модель горения, основанная на аппроксимации кривой выгорания и кривой переноса температур транспортным запаздыванием — единичными ступенчатыми функциями.

С учетом принятых упрощений нестационарное неизотермическое адиабатическое движение газа в элементах газового тракта ЖРД описывается в низкочастотном диапазоне дифференциально-алгебраической системой уравнений с запаздываниями. Структура этих уравнений одинакова для всех газовых трактов. Ниже приведены нелинейные уравнения, описывающие низкочастотную динамику газогенератора рассматриваемого ЖРД при запуске: уравнение для давления (среднего по объему); уравнение для расхода газа на выходе из газогенератора; уравнения запаздывания газообразования окислителя и горючего; уравнения для определения работоспо-

собностей продуктов сгорания компонентов топлива на входе в газовый тракт газогенератора и на его выходе:

$$\frac{d p_{\Gamma\Gamma}}{dt} = \frac{\kappa_{\Gamma\Gamma} (RT)_{\Gamma\Gamma}^*}{V_{\Gamma\Gamma}} (G_{\Gamma\Gamma\text{О}}^* + G_{\Gamma\Gamma\Gamma}^* - G_{\Gamma}),$$

$$G_{\Gamma} = \mu_{\Gamma} F_{\Gamma} \sqrt{g \frac{2\kappa_{\Gamma\Gamma}}{\kappa_{\Gamma\Gamma} - 1} \frac{p_{\Gamma\Gamma}^2}{(RT)_{\Gamma\Gamma 2}} \left[\left(\frac{p_{\Gamma\text{В}}}{p_{\Gamma\Gamma}} \right)^{\frac{2}{\kappa_{\Gamma\Gamma}}} - \left(\frac{p_{\Gamma\text{В}}}{p_{\Gamma\Gamma}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma\Gamma} + 1}{\kappa_{\Gamma\Gamma}}} \right]},$$

$$G_{\Gamma\text{О}}^* = G_{\Gamma\text{О}} (t - \tau_3^{\Gamma\Gamma}), \quad G_{\Gamma\Gamma\Gamma}^* = G_{\Gamma\Gamma\Gamma} (t - \tau_3^{\Gamma\Gamma}),$$

$$(RT)_{\Gamma\Gamma 1} = (RT)_{\Gamma\Gamma} (k_{\Gamma\Gamma}^*), \quad k_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{G_{\Gamma\text{О}}^*}{G_{\Gamma\Gamma\Gamma}^*},$$

$$(RT)_{\Gamma\Gamma 2} = (RT)_{\Gamma\Gamma 1} (t - \tau_{\Pi}^{\Gamma\Gamma}),$$

где $p_{\Gamma\Gamma}$, $p_{\Gamma\text{В}}$ — давления в газовых трактах газогенератора и газовада; $G_{\Gamma\text{О}}$, $G_{\Gamma\Gamma\Gamma}$ — весовые расходы жидких компонентов топлива на входе в газовый тракт газогенератора; $G_{\Gamma\text{О}}^*$, $G_{\Gamma\Gamma\Gamma}^*$ — весовые расходы окислителя и горючего на входе в газогенератор с учетом времени запаздывания газообразования компонентов топлива $\tau_3^{\Gamma\Gamma}$; $k_{\Gamma\Gamma}^*$ — соотношение компонентов топлива в газогенераторе; G_{Γ} — весовой расход газа через газогенератор; $(RT)_{\Gamma\Gamma 1}$, $(RT)_{\Gamma\Gamma 2}$, $(RT)_{\Gamma\Gamma}^*$ — работоспособности продуктов сгорания компонентов топлива на входе в газовый тракт газогенератора, на его выходе и средняя величина работоспособности по объему газового тракта газогенератора; $(RT)_{\Gamma\Gamma} (k_{\Gamma\Gamma}^*)$ — зависимость работоспособности продуктов сгорания используемых компонентов топлива от соотношения компонентов топлива; $\kappa_{\Gamma\Gamma}$ — показатель адиабаты в газогенераторе; $V_{\Gamma\Gamma}$ — объем газового тракта газогенератора; F_{Γ} , μ_{Γ} — площадь и коэффициент расхода сопловой решетки основной турбины двигателя; $\tau_{\Pi}^{\Gamma\Gamma}$ — время пребывания газа в газогенераторе.

На рис. 2 представлен модуль коэффициента усиления по давлению перспективного маршевого ЖРД (по линии окислителя), рассчитанный при различном учете запаздываний в уравнениях низкочастотной динамики газовых трактов двигателя. Здесь приняты следующие обозначения: $\delta \bar{p}_{\text{БНО}}$, $\delta \bar{p}_{\text{К}}$ — комплексные отклонения давлений

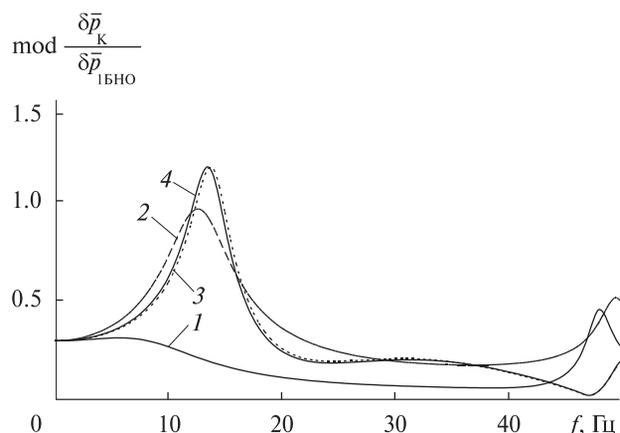


Рис. 2. Влияние запаздываний на модуль коэффициента усиления двигателя по линии окислителя: 1 — без запаздываний, 2 — учет запаздываний в газогенераторе, 3 — учет запаздываний в газогенераторе и газоваде, 4 — учет всех запаздываний

на входе в бустерный насос окислителя и в камере сгорания; j — мнимая единица; ω — угловая частота колебаний. Из этого рисунка следует, что запаздывания существенно влияют на представленную частотную характеристику двигателя с дожиганием генераторного газа, и следовательно, на динамические процессы в нем (кривые 1 и 4). При этом определяющими являются запаздывания в уравнениях динамики газогенератора и газовада (кривые 3 и 4), а запаздываниями в уравнениях динамики камеры сгорания в частотном диапазоне от 0 до 50 Гц можно пренебречь.

При моделировании запуска ЖРД нужно выполнить приближенную замену уравнений звеньев запаздывания $y(t) = x(t - \tau)$ обыкновенными дифференциальными уравнениями. Для выполнения такой замены предложено использовать подход [8, 9], основанный на аппроксимации передаточной функции звена запаздывания $F_e(p\tau) = \exp(-p\tau)$ дробно-рациональными функциями

$$F_{m,n}(p\tau) = \frac{b_0 + b_1 p\tau + \dots + b_m (p\tau)^m}{a_0 + a_1 p\tau + \dots + a_n (p\tau)^n},$$

$$0 \leq m \leq n, \quad n \leq 4$$

(p — комплексная переменная преобразования Лапласа при нулевых начальных условиях). При этом к аппроксимирующим функциям предъявляются следующие требования: необходимая точность аппроксимации частотных характеристик ЖРД в заданном низкочастотном диапазоне;

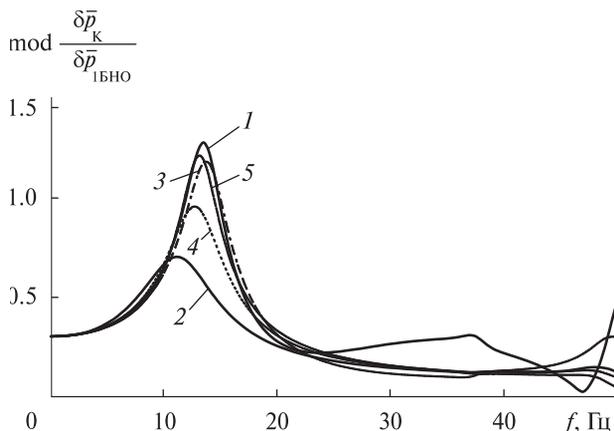


Рис. 3. Расчетный модуль коэффициента усиления ЖРД по линии окислителя при представлении передаточных функций звеньев запаздываний, введенных для учета времен пребывания продуктов сгорания топлива в газогенераторе и газовой, различными функциями: 1 – $\exp(-p\tau)$, 2 – $T_{0.1}(p\tau)$, 3 – $P_{2.2}(p\tau)$, 4 – $R_1^4(p\tau)$, 5 – $R_2^2(p\tau)$

по возможности наименьший порядок дробно-рациональной функции; устойчивость полиномов в ее знаменателе.

В работе [10] для перехода от уравнений с запаздываниями к обыкновенным дифференциальным уравнениям предложено использовать аппроксимирующую функцию $T_{0.1}(p\tau) = 1/(1+p\tau)$, построенную с использованием ряда Тейлора 1-го порядка. Однако аппроксимация этой функцией может оказаться недостаточно точной, если запаздывания относительно велики [9].

В настоящей работе передаточные функции звеньев запаздывания, введенных для учета задержки газообразования в газогенераторе, аппроксимировались функцией $T_{0.1}(p\tau)$. Передаточной функции $T_{0.1}(p\tau)$ соответствует дифференциальное уравнение, которое аппроксимирует уравнение звена запаздывания:

$$\tau \frac{dy(t)}{dt} + y(t) = x(t).$$

Передаточные функции звеньев с большими запаздываниями – временем пребывания газа в газогенераторе и газовой – аппроксимировались дробными рядами Паде 2-го порядка $P_{2.2}(p\tau) = (p^2\tau^2 - 6p\tau + 1)/(p^2\tau^2 + 6p\tau + 1)$. Рассмотрены также возможности замены звена запаздывания цепочкой из четырех аperiodических звеньев

и цепочкой из двух колебательных звеньев. В первом случае получаем аппроксимирующую функцию $R_1^4(p\tau) = 1/(1+0.25p\tau)^4$, во втором – $R_2^2(p\tau) = 1/(1+0.5p\tau + 0.125p^2\tau^2)^2$.

В случае использования ряда Паде уравнение звена запаздывания заменяется уравнением

$$\begin{aligned} \frac{\tau^2}{12} \frac{d^2 y(t)}{dt^2} + 0.5\tau \frac{dy(t)}{dt} + y(t) &= \\ = \frac{\tau^2}{12} \frac{d^2 x(t)}{dt^2} - 0.5\tau \frac{dx(t)}{dt} + x(t). \end{aligned}$$

При использовании цепочки из четырех аperiodических звеньев уравнение звена запаздывания заменяется системой уравнений

$$\begin{cases} \frac{\tau}{4} \cdot \frac{dy_1(t)}{dt} + y_1(t) = x(t), \\ \frac{\tau}{4} \cdot \frac{dy_2(t)}{dt} + y_2(t) = y_1(t), \\ \frac{\tau}{4} \cdot \frac{dy_3(t)}{dt} + y_3(t) = y_2(t), \\ \frac{\tau}{4} \cdot \frac{dy(t)}{dt} + y(t) = y_3(t), \end{cases}$$

а при использовании цепочки из двух колебательных звеньев – системой

$$\begin{aligned} \frac{0.5\tau^2}{2^2} \frac{d^2 y_1(t)}{dt^2} + \frac{\tau}{2} \cdot \frac{dy_1(t)}{dt} + y_1(t) &= x(t), \\ \frac{0.5\tau^2}{2^2} \frac{d^2 y(t)}{dt^2} + \frac{\tau}{2} \cdot \frac{dy(t)}{dt} + y(t) &= y_1(t), \end{aligned}$$

где $x(t)$, $y(t)$ – входное и выходное воздействие; $y_1(t)$, $y_2(t)$, $y_3(t)$ – промежуточные переменные, τ – время запаздывания.

На рис. 3 представлен модуль коэффициента усиления по давлению (линия окислителя) перспективного маршевого ЖРД, рассчитанный при аппроксимации передаточных функций звеньев запаздываний, введенных для учета времени пребывания продуктов сгорания топлива в газогенераторе и газовой, функциями $T_{0.1}(p\tau)$, $P_{2.2}(p\tau)$, $R_1^4(p\tau)$, $R_2^2(p\tau)$. Видно, что наибольшую точность обеспечивает использование ряда Паде 2-го порядка и цепочки из двух колебательных звеньев. Однако при использовании рядов Паде 2-го порядка не обеспечивается устойчивость полиномов в числителе передаточных функций, что может стать проблемой при численном исследовании модели. Аппроксимирующие функ-

ции, полученные при использовании цепочек апериодических и колебательных звеньев, не содержат неустойчивых полиномов. При равном порядке аппроксимирующей системы обыкновенных дифференциальных уравнений аппроксимация цепочкой из двух колебательных звеньев является более точной. Эта аппроксимация и может быть рекомендована для применения.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ВДУВА ГАЗООБРАЗНОГО КИСЛОРОДА В ПОТОК ЖИДКОГО КИСЛОРОДА

При запуске ЖРД, в котором осуществляется сброс окислительного генераторного газа на выходе из бустерного насоса окислителя (БНО), газообразный кислород поступает в поток жидкого кислорода и конденсируется в нем. Параметры вдуваемого газа в процессе запуска двигателя изменяются в широких пределах. Это предъявляет особые требования к математической модели процесса вдува газообразного кислорода в поток жидкого кислорода. При моделировании запуска двигателя требуется определить податливость зоны конденсации струи газообразного кислорода в широком диапазоне температур, скоростей и давлений жидкости и газа.

В математической модели процесса вдува газообразного кислорода в поток жидкого кислорода при запуске ЖРД были использованы результаты проведенных в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины работ по обобщению результатов экспериментальных исследований процесса конденсации перегретого пара кислорода в потоке жидкого кислорода [6], которые представлены в виде зависимости

$$\frac{l}{d_g} = f(\alpha, K) = 0.013\alpha^{-0.7} K^{1.67}, \quad (7)$$

где l — длина зоны конденсации газообразного кислорода, d_g — диаметр отверстия, через которое вдувается газообразный кислород, $\alpha = w_{la}/w_{ga}$ — отношение осевой скорости жидкого кислорода к осевой скорости w_{ga} газообразного кислорода, K — критерий фазового перехода:

$$K = \frac{L}{C_l \Delta T_l},$$

где $\Delta T_l = T_{ls} - T_l$ — недогрев жидкости до состояния насыщения, равный разности температуры насыщения T_{ls} (при данном давлении в жидкости) и температуры жидкости T_l , L — удельная теплота конденсации.

Суммарный объем V_g зоны конденсации при вдуве струи газообразного кислорода в поток жидкого кислорода складывается из объемов зон конденсации после каждого из отверстий, через которые осуществляется вдув. Этот суммарный объем с учетом (7) может быть оценен по формуле

$$V_g \approx n_o \frac{\pi d_g^2}{4} l = S_g d_g f(\alpha, K), \quad (8)$$

где n_o , S_g — общее число отверстий и суммарная площадь отверстий, через которые вдувается газообразный кислород.

Из соотношений (7) и (8) можно получить (в квазистационарном приближении) выражение для оценки податливости зоны конденсации пара

$$\frac{\partial V_g}{\partial p_l} \approx S_g d_g \left[-0.0091\alpha^{-1.7} K^{1.67} \frac{\partial \alpha}{\partial p_l} + 0.0217\alpha^{-0.7} K^{0.67} \frac{\partial K}{\partial p_l} \right], \quad (9)$$

где p_l — давление в потоке жидкого кислорода в зоне конденсации.

Производные $\partial \alpha / \partial p_l$ и $\partial K / \partial p_l$ в (9) определяются следующими соотношениями:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial p_l} = -\frac{w_{la}}{w_{ga}^2} \frac{\partial w_{ga}}{\partial p_l},$$

$$\frac{\partial K}{\partial p_l} = -\frac{L}{C_l (\Delta T_l)^2} \frac{dT_{ls}}{dp_l},$$

где производная $\partial w_{ga} / \partial p_l$ описывает изменение скорости газа в отверстиях, через которые он вдувается в жидкость, в зависимости от изменения давления в жидкости. Здесь производная dT_{ls} / dp_l характеризует изменение температуры жидкости на линии насыщения в зависимости от изменения давления в жидкости.

Выражение для оценки податливости зоны конденсации струи газообразного кислорода (9), полученное для стационарных режимов, в первом приближении может быть использовано и при расчете запуска ЖРД.

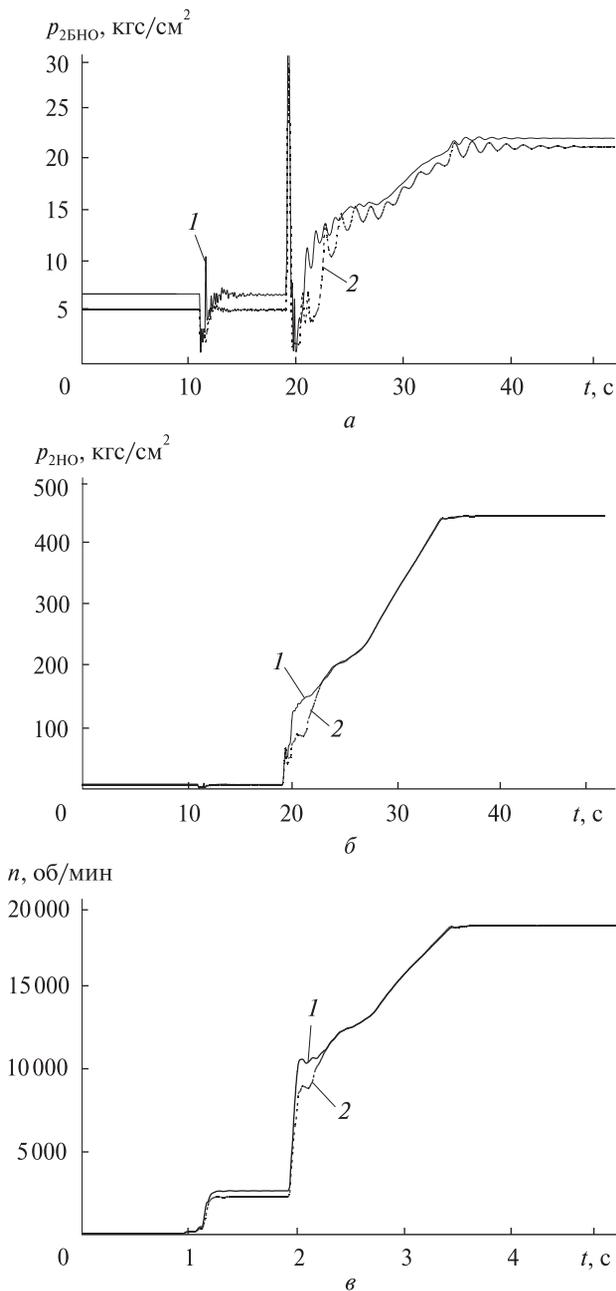


Рис. 4. Изменение давления на выходе из БНО (а), давления на выходе из насоса окислителя (б) и частоты вращения вала ТНА (в) при запуске двигателя: 1 — номинальные давления и температуры компонентов топлива, 2 — минимальные давления и максимальные температуры компонентов топлива

РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАПУСКА ЖРД С ДОЖИГАНИЕМ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА

Рассматриваемый ЖРД представляет собой маршевый двигатель с турбонасосной системой подачи топлива, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа и имеющий тягу 250 тс. Расчетная схема двигателя близка к расчетной схеме двигателя РД 120 и включает основной насос окислителя, основной насос горючего, насос горючего 2-й ступени и турбина. Перед основными насосами установлены бустерные насосные агрегаты, за насосом горючего 2-й ступени — регулятор расхода горючего. В газогенератор поступают жидкие компоненты топлива. Для привода турбины, вращающей насосы окислителя и горючего используются продукты сгорания топлива в газогенераторе, которые после турбины поступают в газодод и камеру сгорания. Часть газа за турбиной отбирается для газовой турбины, вращающей бустерный насос окислителя. Бустерный насос горючего приводится во вращение гидравлической турбиной, рабочая жидкость для которой отбирается на выходе из основного насоса горючего.

На основе предложенной математической модели запуска ЖРД с дожиганием генераторного газа, которая включает представленные выше математические модели динамических процессов в кавитирующих насосах, динамических процессов в газовых трактах двигателя и процесса вдува газообразного кислорода в поток жидкого кислорода, проведены расчеты запуска ЖРД при различных условиях. Определены основные временные характеристики запуска двигателя — зависимости давлений, расходов, температур компонентов топлива и продуктов сгорания, частот вращения валов ТНА от времени.

Показано, что вдув газообразного кислорода в поток жидкого кислорода за бустерным насосом окислителя и еще в большей степени — запаздывания газообразования в газогенераторе и время пребывания продуктов сгорания в газогенераторе и газододе оказывают заметное влияние на переходные процессы в двигателе при его запуске. Так, учет указанных запаздываний приводит

к смещению по времени зависимостей режимных параметров ЖРД от времени его запуска. Например, максимальное смещение по времени зависимостей давления в газогенераторе и газоваде от времени запуска достигает 0.04 с.

Показано, что кавитационные явления в бустерных и основных насосах окислителя и горючего двигателя могут оказывать существенное влияние на переходные процессы при запуске двигателя, особенно при сочетании максимальных температур компонентов топлива и минимальных давлений на входе в насосы (см. рис. 4). Так, при давлении 4.7 кгс/см² и температуре 95.1 К на входе в бустерный насос окислителя падение давления за бустерным насосом окислителя продолжительностью 0.08...0.12 с (рис. 4, а) вызвало падение напора насоса окислителя почти на 50 % (рис. 4, б), частоты вращения вала ТНА на 15 % (рис. 4, в), давления в газогенераторе и камере сгорания на 38 и 31 % соответственно. Как показали эти результаты, кавитационные явления в бустерном и основном насосах окислителя оказали существенное влияние на переходные процессы при запуске двигателя, однако не привели к кавитационному срыву насоса окислителя.

ВЫВОДЫ

Предложена нелинейная математическая модель запуска ЖРД с дожиганием генераторного газа. Особенностью этой модели является учет кавитационных явлений в бустерных и основных насосах окислителя и горючего, работающих в кавитационных и бескавитационных режимах.

Показано, что при моделировании низкочастотных динамических процессов в ЖРД с дожиганием генераторного газа необходимо учитывать запаздывания в уравнениях динамики газогенератора и газовада, а запаздываниями в уравнениях динамики камеры сгорания можно пренебречь. Учет запаздываний осуществлялся путем приближенной замены уравнений звеньев запаздывания обыкновенными дифференциальными уравнениями. Для выполнения такой замены предложено использовать подход, основанный на аппроксимации звена запаздывания цепочкой колебательных звеньев. Для малых запаздываний (например, вре-

мени газообразования) звено запаздывания заменялось апериодическим звеном на основе аппроксимации передаточной функции звена запаздывания рядом Тейлора 1-го порядка.

На основе развитой математической модели проведены расчеты запуска перспективного маршевого ЖРД тягой 250 тс, разрабатываемого в ГП «КБ «Южное». Установлено, что вдув газобразного кислорода в поток жидкого кислорода за бустерным насосом окислителя, и еще в большей степени — учет запаздываний в уравнениях низкочастотной динамики газогенератора и газовада оказывает заметное влияние на переходные процессы в двигателе при его запуске.

Показано, что кавитационные явления в бустерных и основных насосах окислителя и горючего рассматриваемого двигателя оказывают влияние на переходные процессы при его запуске. Это влияние становится особенно существенным при сочетании максимальных температур компонентов топлива и минимальных давлений на входе в насосы. Так, при минимальном давлении и максимальной температуре на входе в бустерный насос окислителя падение давления за бустерным насосом окислителя продолжительностью 0.08...0.12 с вызвало существенное падение давления в газогенераторе и камере сгорания, частоты вращения вала ТНА и других параметров двигателя, но не привело к кавитационному срыву насоса окислителя.

Полученные результаты будут использованы в ГП «КБ «Южное» при дальнейшей разработке перспективного маршевого ЖРД тягой 250 тс.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. — М.: МАИ, 1999. — 228 с.
2. Гарбера С. Н., Демьяненко Ю. В., Лобов С. Д., Малахова Е. В., Рачук В. С., Чембарцев С. В. Математическое моделирование жидкостных ракетных двигателей // Космонавтика и ракетостроение. — 2014. — № 2 (75). — С. 96—102.
3. Десярев А. В. Ракетная техника. Проблемы и перспективы. — Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2014. — 420 с.
4. Пилипенко В. В., Долгополов С. И. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентро-

- бежных насосах различных типоразмеров // Техн. механика. — 1998. — Вып. 8. — С. 50—56.
5. Пилипенко В. В., Долгополов С. И. Математическое моделирование запуска жидкостного ракетного двигателя РД-8 с учетом кавитации в насосах // Техн. механика. — 2003. — № 2. — С. 18—24.
 6. Пилипенко В. В., Дорош Н. Л., Манько И. К. Экспериментальные исследования конденсации пара при вдуве струи газообразного кислорода в поток жидкого кислорода // Техн. механика. — 1993. — Вып. 2. — С. 77—80.
 7. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем. — М.: Машиностроение, 1977. — 352 с.
 8. Репин Ю. М. О приближенной замене систем с запаздыванием обыкновенными динамическими системами // Прикладная математика и механика. — 1965. — 29, № 2. — С. 229—235.
 9. Хоряк Н. В., Чернявский О. Е. К оценке устойчивости систем с запаздываниями по спектру матрицы // Динамика гидросистем энергетических установок летательных аппаратов. — К.: Наук. думка, 1991. — С. 16—23.
 10. Шевяков А. А., Калнин В. М., Науменкова М. В., Дятлов В. Г. Теория автоматического управления ракетными двигателями. — М.: Машиностроение, 1978. — 288 с.
 11. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine // AIAA 2011-6032 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 31 July — 03 August 2011. — San Diego, California, 2011. — 15 p. — Электрон. ресурс: www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf
 12. Liu Wei, Chen Liping, Xie Gang, Ding Ji, Zhang Haiming, Yang Hao. Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica // Proceedings of the 11th International Modelica Conference. — Versailles, France, 2015. — P. 485—490. — Электрон. ресурс: www.ep.liu.se/ecp/118/052/ecp15118485.pdf от 13.07.2017
 13. Zadontsev V. A. Experimental Study of LR Pump at Cavitation Autooscillations Regimes // Proceedings of Third China-Russia-Ukraine Symposium on Astronautical Science and Technology, XI' AN China, September 16 — 20, 1994. — P. 285—287.
- Стаття надійшла до редакції 28.08.17
- ## REFERENCES
1. Beljaev E. N., Chervakov V. K., Chervakov V. V. Matematicheskoe modelirovanie rabocheho processa zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Mathematical modeling of the working process of liquid rocket engines]. 228 p. (MAI, Moscow, 1999) [in Russian].
 2. Garbera S. N., Dem'janenko Ju. V., Lobov S. D., Malahova E. V., Rachuk V. S., Chembarcev S. V. Matematicheskoe modelirovanie zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Mathematical modeling of liquid rocket engines]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and rocketry*, 2(75), 96—102 (2014) [in Russian].
 3. Degtjarev A. V. (). *Raketnaja tehnika. Problemy i perspektivy* [Rockets technology. Problems and perspectives]. 420 p. (ART-PRESS, Dnepro, 2014) [in Russian].
 4. Pylypenko V. V., Dolgoplov S. I. Jeksperimental'no-raschetnoe opredelenie koeficientov uravnenija dinamiki kavitacionnyh kavern v shnekocentrobezhnyh nasosah razlichnyh tiporazmerov. *Tehnicheskaja mehanika — Technical mechanics*, 8, 50—56 (1998) [in Russian].
 5. Pylypenko V. V., Dolgoplov S. I. Matematicheskoe modelirovanie zapuska zhidkostnogo raketnogo dvigatelja RD-8 s uchetom kavitacii v nasosah [Mathematical simulation of RD-8 liquid rocket engine start-up with cavitation in pumps]. *Tehnicheskaja mehanika — Technical mechanics*, 2, 18—24 (2003) [in Russian].
 6. Pylypenko V. V., Dorosh N. L., Man'ko I. K. Jeksperimental'nye issledovanija kondensacii para pri vduve strui gazoobraznogo kisloroda v potok zhidkogo kisloroda. *Tehnicheskaja mehanika — Technical mechanics*, 2, 77—80 (1993) [in Russian].
 7. Pylypenko V. V., Zadontsev V. A., Natanzon M. S. Kavitacionnye avtokolebanija i dinamika gidrosistem [Cavitation self-oscillations and dynamics of hydraulic systems]. 352 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1977) [in Russian].
 8. Repin Ju. M. O priblizhennoj zamene sistem s zapazdyvanijem obyknovennymi dinamicheskimi sistemami. [On the approximate replacement of systems with delay by ordinary dynamical systems]. *Prikladnaja matematika i mehanika — Applied Mathematics and Mechanics*, 29 (N 2), 229—235 (1965) [in Russian].
 9. Khoriak N. V., Chernjavskij O. E. K ocenke ustojchivosti sistem s zapazdyvanijami po spektru matricy [On the estimating the stability of systems with delays from the spectrum of the matrix]. *Dinamika gidrosistem jenergeticheskikh ustanovok letatel'nyh apparatov — Dynamics of hydraulic systems of aircraft power plants*, p. 16—23 (Naukova dumka, Kiev, 1991) [in Russian].
 10. Shevjakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Djatlov V. G. *Teorija avtomaticheskogo upravlenija raketnymi dvigateljami* [The theory of automatic control of rocket engines], 288 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1978) [in Russian].
 11. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. (2011). Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. *AIAA 2011-6032 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July — 03 August 2011)*, San Diego, California (15 p.). Retrieved from www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf
 12. Liu Wei, Chen Liping, Xie Gang, Ding Ji, Zhang Haiming, Yang Hao. Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica. *Proc. of the 11th International Modelica Conference (September 21—23, 2015)*, Versailles, France, pp. 485—

490 (2015). Retrieved from www.ep.liu.se/ecp/118/052/ecp15118485.pdf.

13. Zadontsev V. A. Experimental Study of LR Pump at Cavitation Autooscillations Regimes. *Proceedings of Third China-Russia-Ukraine Symposium on Astronautical Science and Technology* (XIth AN China, September 16 — 20, 1994, pp. 285—287(1994).

Received 28.08.17

О. В. Пилипенко¹, О. О. Прокопчук²,
С. І. Долгополов¹, В. Ю. Писаренко², В. М. Коваленко²,
О. Д. Николаєв¹, Н. В. Хоряк¹

¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

ОСОБЛИВОСТІ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ НИЗЬКОЧАСТОТНОЇ ДИНАМІКИ МАРШОВОГО РРД С ДОПАЛЮВАННЯМ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗУ ПРИ ЙОГО ЗАПУСКУ

Розвинуто математичну модель запуску рідинних ракетних двигунів (РРД) з допалюванням генераторного газу за рахунок вдосконалення математичних моделей низькочастотної динаміки кавітуючих насосів і газових трактів РРД, а також процесу вдування газоподібного кисню у потік рідкого кисню в системі живлення РРД. Виконано математичне моделювання запуску перспективного мар-

шового РРД тягою 250 тс, що розробляється в ДП «КБ «Південне».

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, низькочастотні динамічні процеси, запуск, кавітація в насосах.

О. В. Pylypenko¹, О. О. Prokopchuk²,
S. I. Dolgoplov¹, V. Yu. Pisarenko², V. N. Kovalenko²,
O. D. Nikolayev¹, N. V. Khorjak¹

¹ Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine, Dnipro, Ukraine

² Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

PECULIARITIES OF MATHEMATICAL MODELING OF LOW-FREQUENCY DYNAMICS OF THE STAGED LIQUID ROCKET SUSTAINER ENGINES AT ITS STARTUP

We present a new mathematical model for startup of staged liquid rocket engines (LRE). It is based on the improving the mathematical models of low-frequency dynamics of cavitating pumps and gas LRE channels as well as on the introducing the process of injecting gaseous oxygen into the liquid oxygen stream in the LRE feed. We describe a mathematical simulation of the 1 startup of the prospective sustainer LRE of 250 ton-force thrust, which is being developed at the SE "Yuzhnoye" Design Office (Dnipro, Ukraine).

Keywords: liquid rocket engine, low-frequency dynamic processes, startup, pump cavitation

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.014>

УДК 629.7.087:538.4:001.2

А. Н. Петренко, В. Л. Бучарский

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепро, Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ИОНОВ В КАНАЛЕ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Приведены результаты численного моделирования процесса движения ионов рабочего тела в ускоряющем канале стационарного плазменного двигателя СПД-70 на основе прямого численного решения кинетического уравнения разреженной плазмы в ускоряющем электростатическом поле.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, кинетическое уравнение разреженной плазмы, численное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Современная тенденция индустриализации и коммерческого использования околоземного космического пространства предполагает запуск и эксплуатацию космических аппаратов (КА) различного назначения. К ним можно отнести космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), КА связи и навигации на низких (до 500 км) орбитах, навигационные КА на высоких круговых орбитах, КА связи на высокоэллиптических орбитах, геостационарные КА и др.

Широкая номенклатура космических аппаратов и разнообразие задач, которые решаются с применением этих КА, вызывает необходимость создания высокоэффективных двигательных установок малой тяги, предназначенных для решения задач ориентации и стабилизации КА, поддержания параметров орбиты, решение маршевых задач, т.е. перевод КА с низкой околоземной орбиты на целевую, в т. ч. геостационарную.

Особое место среди двигателей малой тяги для КА занимают электрические ракетные двигатели

(ЭРД). В целом области применения ЭРД известны: это задачи, требующие выработки значительного суммарного импульса ($\sim 10^6$ Н · с). В этой области ЭРД находятся вне конкуренции, так как электрические ракетные двигатели, имеющие величину удельного импульса 1000 – 10000 с по расходу рабочего тела намного экономичнее двигателей на химическом топливе [1, 3]. Вследствие этого масса заправленной электрической ракетной двигательной установки (ЭРДУ) получается намного меньше, чем у систем на базе жидкостных реактивных двигателей (ЖРД), даже с учетом довольно значительной массы как самих двигателей, так и системы хранения и подачи рабочего вещества (СХП), системы преобразования и управления (СПУ), которые входят в состав ЭРДУ.

Среди различных типов ЭРД наиболее широко применяются стационарные плазменные двигатели (СПД). Основная идея, используемая в СПД, — ускорение ионов в ускорительном канале электрическим полем, созданном с помощью магнитного поля в протяженном слое плазмы, и реализация фокусировки ускоряемых ионов путем создания фокусирующей геометрии эквипотенциалей электрического поля с использованием соответствующей

© А. Н. ПЕТРЕНКО, В. Л. БУЧАРСКИЙ, 2017

геометрии силовых линий магнитного поля и выравнивания потенциала вдоль магнитных силовых линий за счет относительно свободного перемещения электронов вдоль этих линий [7].

Типовая конструкция СПД, представленная на рис. 1 [4], включает в себя анод 1, катод 2, диэлектрическую (керамическую) разрядную камеру 3, магнитную систему с наружным полюсом 4, катушками намагничивания 5, внутренним полюсом 6 и магнитопроводом 7. Выходные участки стенок 8, 9 разрядной камеры обычно располагаются в межполюсном зазоре.

В разрядной камере расположен кольцевой ускорительный канал, в глубине которого размещается кольцевой анод, служащий для подачи и равномерного распределения потока рабочего газа (например, ксенона) в ускорительном канале. Катод располагается вне ускорительного канала и представляет собой газоразрядный источник электронов на основе полого катода.

В ускорительном канале с помощью магнитной системы создается преимущественно радиальное магнитное поле, а также преимущественно продольное электрическое поле путем приложения постоянного напряжения между анодом и катодом. В электрическом разряде в скрещенных электрическом и магнитном полях, который поддерживается между анодом и катодом в потоке газа, движущемся в ускорительном канале, удается достаточно эффективно ионизировать атомы рабочего вещества, поступающего в ускорительный канал через анод-газораспределитель, а также ускорить образовавшиеся ионы электрическим полем, созданным в области ускорительного канала.

Ионизация атомов рабочего газа осуществляется электронами, поступающими в разряд из катода и вновь образовавшимися в разряде. Ускоренный поток ионов истекает из ускорительного канала и нейтрализуется частью электронов, поступающих в него из катода. В процессе ускорения ионов создается реактивная тяга, которая используется для управления КА.

Проектирование, разработка и оптимизация электрических ракетных двигателей предполагают большой объем экспериментальных исследований, в том числе с использованием вакуумного

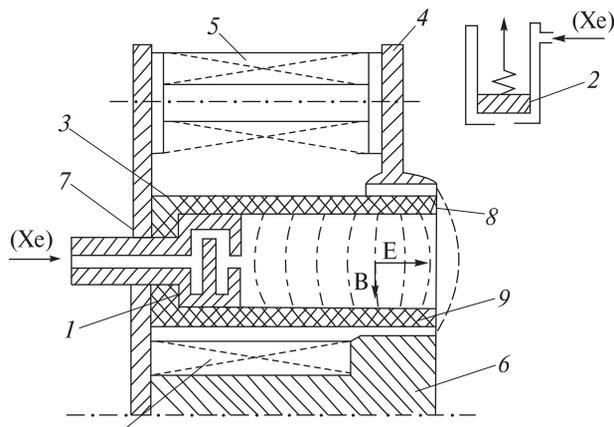


Рис. 1. Принципиальная схема стационарного плазменного двигателя [4]

оборудования, что значительно увеличивает сроки затраты на разработку ЭРД. Эти проблемы могут быть частично решены путем применения математического моделирования физических процессов, протекающих в узлах и подсистемах ЭРД. Для стационарных плазменных двигателей это, в первую очередь, процессы ионизации атомов рабочего вещества в ускорительном канале, стационарное течение ионов в канале, процессы их ускорения и фокусировки, а также процессы нейтрализации ионного пучка на выходе СПД.

В настоящее время вопросам моделирования процессов в ускорительном канале СПД посвящено много исследований (см., например, [6–14]). Часть исследователей используют при построении моделей процессов в СПД алгебраические соотношения [6, 9, 10], другие, рассматривая кинетические уравнения, используют для их решения различные варианты метода частиц [8, 11–14].

Задачей настоящего исследования есть построение и верификация вычислительной модели процесса стационарного течения ионов в ускорительном канале СПД на базе прямого численного решения кинетического уравнения разреженной плазмы.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ИОНОВ В КАНАЛЕ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В качестве основы для построения модели движения ионов в канале СПД использовалось кинети-

ческое уравнение движения ионов в электростатическом поле [12]:

$$f_t + \mathbf{c}\nabla_{\mathbf{r}}f + \mathbf{F}_a\nabla_{\mathbf{c}}f = I_{coll}, \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_a = \frac{e}{m}\mathbf{E} + e\mathbf{c}\times\mathbf{B} + \mathbf{F}_{ab},$$

где $f = f(t, \mathbf{r}, \mathbf{c})$ — плотность функции распределения ионов по пространству скоростей, \mathbf{r}, \mathbf{c} — соответственно радиус-вектор и скорость частицы, $\nabla_{\mathbf{r}}, \nabla_{\mathbf{c}}$ — операторы градиента в соответствующих подпространствах фазового пространства, I_{coll} — член, учитывающий столкновения ионов между собой и с другими частицами (электронами и нейтральными атомами рабочего тела), \mathbf{F}_a — равнодействующая внешних сил, действующих на ионы, \mathbf{E}, \mathbf{B} — напряженности электростатического и магнитного внешних полей, e, m — заряд и масса иона, \mathbf{F}_{ab} — дальнедействующая сила от других заряженных частиц в потоке.

Уравнение (1) — нелинейное интегродифференциальное уравнение относительно неизвестной функции семи переменных. Его решение — весьма сложная задача, поэтому были сделаны следующие упрощающие предположения.

1. Течение ионов в ускоряющем канале полагалось стационарным:

$$f_t = 0.$$

2. Влияние магнитного поля и взаимодействия с другими частицами на движение ионов полагалось малым по сравнению с влиянием электростатического поля:

$$I_{coll} = 0, \quad \mathbf{B} = 0, \quad \mathbf{F}_a = 0.$$

3. Электростатическое поле изменяется только вдоль оси ускоряющего канала СПД:

$$\mathbf{E} = iE.$$

Первое из сделанных допущений обусловлено поставленной в настоящем исследовании задачей, второе — тем, что длина свободного пробега ионов в канале СПД сравнима с размерами самого канала (число Кнудсена $Kn = l/L \sim 1$), третье следует из конструкции СПД. С учётом этих предположений уравнение (1) приняло следующий вид:

$$\mathbf{c}\nabla_{\mathbf{r}}f + \frac{e}{m}Ef_c = 0.$$

Наконец, после усреднения последнего выражения по поперечному сечению ускоряющего

канала СПД было получено следующее уравнение, описывающее движение ионов рабочего тела в ускоряющем канале СПД на стационарном режиме:

$$cf_x + \frac{e}{m}Ef_c = 0. \quad (2)$$

Полученное уравнение гораздо проще исходного уравнения (1): уравнение (2) — это линейное гиперболическое уравнение в частных производных относительно функции двух переменных $f = f(x, c)$ (здесь x, c — координата относительно оси ускоряющего канала и проекция скорости частиц на эту ось соответственно).

Решение уравнения (2) необходимо искать в следующей расчетной области:

$$S = (x \in [0, l] \cup c > 0), \quad (3)$$

где l — длина ускоряющего канала. Для замыкания задачи необходимо задать граничные условия. Поскольку коэффициенты уравнения (2) положительные величины, то достаточно задать значения плотности функции распределения ионов на луче ($x = 0 \cup c > 0$) и отрезке ($x \in [0, l] \cup c = 0$).

На луче ($x = 0 \cup c > 0$) задавалось максвелловское распределение

$$(x, c) \in (x = 0 \cup c > 0) \Rightarrow f(c, x = 0) =$$

$$= f_m = \frac{\rho_{in}}{\sqrt{2\pi RT_{in}}} \exp\left[-\frac{(c - V_{in})^2}{2RT_{in}}\right], \quad (4)$$

где $\rho_{in}, V_{in}, T_{in}$ — соответственно макроскопические плотность, скорость и температура рабочего тела на входе в ускоряющий канал, R — газовая постоянная рабочего тела.

На отрезке ($x \in [0, l] \cup c = 0$) задавалось нулевое значение плотности функции распределения:

$$(x, c) \in (x \in [0, l] \cup c = 0) \Rightarrow f(c = 0, x) = 0. \quad (5)$$

Для построения вычислительной модели проводилась дискретизация расчетной области (3) путем построения равномерной сетки

$$W_{N,M} = \{(c_n, x_i) | n = 0, 1, \dots, N; i = 0, 1, \dots, M\}.$$

Здесь $c_n = nh_c, x_i = ih_x$ — значения независимых переменных в узлах сетки, h_c, h_x — шаги дискретизации по соответствующим координатам. Для численного решения уравнения (2) с замыкающими соотношениями (3), (4) на сетке $W_{N,M}$ мар-

шевый метод со скоростью c в качестве маршевой координаты. Уравнение (2) решалось с помощью разностной схемы третьего порядка точности по обеим независимым координатам, полученной методом совместной аппроксимации [2]:

$$\frac{1-Cu}{(2+Cu)} f_{i-1}^{n+1} + f_i^{n+1} = \frac{1+Cu}{2} f_{i-1}^n + (1-Cu) f_i^n + \frac{Cu(1-Cu)}{2(2+Cu)} f_{i+1}^n. \quad (6)$$

Здесь $f_i^n = f(c_n, x_i)$ — значение искомой функции в узлах расчетной сетки, $Cu = \frac{h_c}{h_x} \frac{e}{c_n m} E$ — число Куранта задачи (5). Отметим, что разностная схема (6) устойчива при $Cu < 1$.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ИОННОГО ПОТОКА В УСКОРИТЕЛЬНОМ КАНАЛЕ СПД-70

С помощью вычислительной модели, описанной выше, было проведено моделирование течения ионов рабочего тела в ЭРД СПД-70. Основные геометрические параметры расчетной области приведены на рис. 2.

В качестве параметров рабочего тела рассматривался ксенон, массовый расход полагался 2.8 мг/с, разность потенциалов в ускорительном канале — 100 В. Параметры газа на входе в ускорительный канал брались из решения задачи об истечении газа в вакуум:

$$\rho_{in} = 3.68 \text{ мкг/м}^3, V_{in} = 310 \text{ м/с}, T_{in} = 110 \text{ К}.$$

Решение задачи (2), (4), (5) проводилось в безразмерных переменных. В качестве масштаба длины была выбрана длина ускорительного канала, масштаб времени полагался равным 0.01 мс. При таком выборе масштабов при проведении численного моделирования исключается влияние погрешностей округления на получаемые результаты. В расчетной сетке было выбрано 100 узлов по пространственной переменной. Соотношение параметров задачи (2), (4), (5) позволило выбрать шаг дискретизации по маршевой координате равным шагу по пространству, поскольку число Куранта при этом будет намного меньше единицы и будет уменьшаться при продвижении по марше-

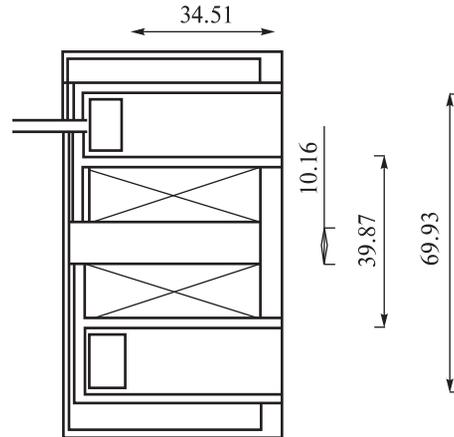


Рис. 2. Геометрические параметры электрического ракетного двигателя СПД-70

вой координате. Расчет проводился до тех пор, пока значение плотности функции распределения не становилось равным нулю вдоль всей длины ускорительного канала. Отметим, что для решения этой задачи при такой постановке потребовалось несколько секунд работы персонального компьютера средней мощности.

На рис. 3 приведен график плотности функции распределения ионов ксенона в ускорительном канале ЭРД СПД-70, полученный в результате расчетов по вычислительной модели, описанной выше. Как видно из рисунка, вид функции распределения соответствует сложившимся представлениям о характере процессов в ускоряющем канале СПД: центр распределения смещается в сторону больших скоростей (это говорит об увеличении макроскопической скорости потока ионов), а дисперсия уменьшается (что свидетельствует об уменьшении термодинамической температуры).

Для поведения количественного анализа полученных результатов были взяты первые моменты функции распределения по скорости, соответствующие макроскопическим параметром потока ионов:

$$\rho(x) = M_c^1(f(c, x)) = \int_{-\infty}^{\infty} f(c, x) dc,$$

$$\rho u(x) = M_c^2(f(c, x)) = \int_{-\infty}^{\infty} f(c, x) c dc,$$

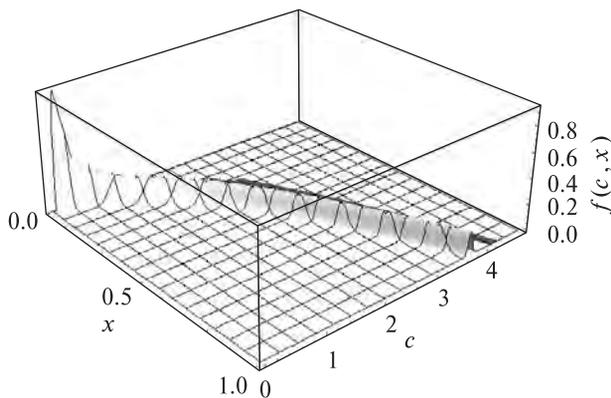


Рис. 3. График плотности функции распределения ионов ксенона в ускорительном канале

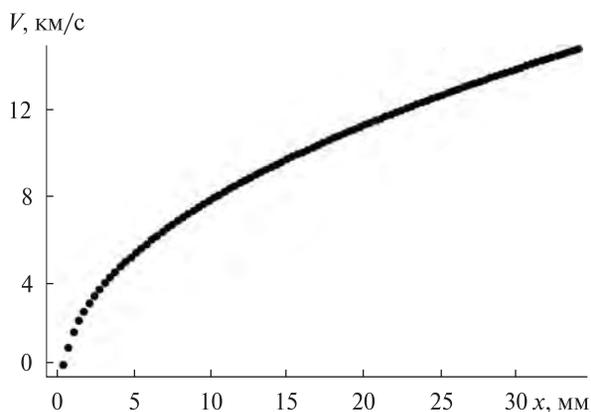


Рис. 4. Изменение скорости потока ионов вдоль ускорительного канала

где ρ — макроскопическая плотность потока ионов, ρu — количество движения.

По известным первым моментам были определены основные параметры потока в ускорительном канале и тяга ЭРД СПД-70 по приведенным ниже зависимостям:

$$\dot{m}(x) = \rho u(x)F, \quad V(x) = \frac{\rho u(x)}{\rho(x)}, \quad P = \dot{m}(x)V(x)|_{x=l}.$$

Здесь $m(x)$ — стационарные плазменные двигатели массовый расход ионов рабочего тела, $V(x)$ — макроскопическая скорость ионов, P — тяга ЭРД.

На рис. 4 для иллюстрации приведен график изменения скорости потока ионов вдоль ускорительного канала. Как видно, в соответствии с представлениями о процессах в ускорительном канале СПД происходит увеличение скорости

ионов. Отклонение массового расхода от номинального значения 2.8 мг/с вдоль ускорительного канала не превышало 3 %, что свидетельствует о приемлемом качестве результатов, получаемых по предложенной вычислительной модели. Наконец, числовые значения параметров ЭРД СПД-70, полученные по результатам расчета (скорость ионов на выходе из ускорительного канала $V(x=l) = 15.05$ км/с и тяга ЭРД $P = 41.67$ мН) достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными ($V = 14.7$ км/с, $P = 40$ мН по результатам, приведенным в [4]). Завышенные значения расчетных параметров обусловлены тем, что в модели не учитывался процесс ионизации атомов рабочего тела.

ВЫВОДЫ И НАПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В заключение можно сделать следующие выводы.

1. В настоящей работе предложена новая вычислительная модель движения ионов в ускорительном канале ЭРД СПД, основанная на прямом решении кинетического уравнения для движения заряженных частиц в электростатическом поле при больших значениях числа Кнудсена.

2. Проведены расчеты движения ионов рабочего тела в ускоряющем канале ЭРД СПД-70, потребовавшие незначительного времени работы компьютера.

3. Результаты расчетов хорошо согласовываются с современными представлениями о процессах в СПД и имеющимися экспериментальными данными.

Все вышесказанное позволяет рекомендовать предложенный подход для исследования процессов в разреженной плазме и при проектировании ЭРД.

В дальнейшем предполагается провести учет магнитного поля на движение ионов и взаимовлияния частиц; построить вычислительную модель движения электронов в ускоряющем канале СПД; провести комплексное моделирование рабочего процесса в СПД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белан Н. В., Ким В. П., Тихонов В.Б., Оранский А.И. Стационарные плазменные двигатели. — Харьков: ХАИ, 1989. — 315 с.

2. Бучарский В. Л. Метод совместной аппроксимации построения разностных схем для решения уравнений в частных производных // Техн. механика. — 2007. — № 1. — С. 129—140.
 3. Горшков О. А., Муравлев В. А., Шагайда А. А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 2008. — 370 с.
 4. Ким В. П. Конструктивные признаки и особенности рабочих процессов в современных стационарных плазменных двигателях Морозова // Журн. техн. физики. — 2015. — 85, № 3. — С. 45—59.
 5. Климонтович Ю. Л. Кинетическая теория неидеального газа и неидеальной плазмы. — М.: Наука, 1975. — 352 с.
 6. Кулагин С. Н., Хитыко А. В., Дубовик Л. Г. Численное моделирование процессов в холловском двигателе // Авиационно-космическая техника и технология. — 2006. — № 8 (34). — С. 46—49.
 7. Морозов А. И. Исследование стационарного электромагнитного ускорения плазмы: Дис. ... д-ра физ.-мат. наук. — М., 1965. — 323 с.
 8. Cho S., Komurasaki K., Arakawa Y. Kinetic particle simulation of discharge and wall erosion of a Hall thruster // Phys. Plasmas (1994-present). — 2013. — 20, N 6. — P. 463—501.
 9. Gavryushinn V. M., Kim V., Kozlov V. I., Maslennikov N. A. Physical and technical bases of the modern SPT development // Proc. the 24th Int. Electric Propulsion Conf. (Electric Rocket Propulsion Society, Cleveland, OH, 1995). — Moscow, 1995. — IEPC Paper 95-38.
 10. Kim V. Main physical futures and processes determining the performance of stationary of a Hall thrusters // J. Propulsion and Power. — 1998. — 14, N 5. — P. 736—743.
 11. Kim V. Acceleration channel for low power Hall thrusters // 24th Int. Symp. on Space Technology and Science. — Miyazaki, 2004. — ISTS Paper 2004-b-54p.
 12. Koo J. W., Boyd I. D. Computational model of an SPT-100 thruster // Proc. 28th Int. Electric Propulsion Conf. — Kyoto, 2003. — IEPC-03-71.
 13. Parra F. I., Ahedo E. J., Fife M., Martinez-Sanchez M. A two-dimensional hybrid model of the hall thruster Discharge. J. Appl. Phys. — 2006. — 100. — P. 293—304.
 14. Tahara H., Yuge S., Shirasaki A., Martinez-Sanchez M. Performance prediction of Hall thrusters using one-dimensional flowfield calculation // Proc. of 24th Int. Symp. on Space Technology and Science. — Miyazaki, 2004. — ISTS Paper 2004-b-50 p.
- Стаття надійшла до редакції 28.08.17
- REFERENCES
1. Belan N. V., Kim V. P., Tikhonov V. B., Oranskii, A. I. Statsionarnyye plazmennyye dvigateli [Stationary plasma thrusters], 315 p. (KHAI, Khar'kov, 1989) [in Russian].
 2. Bucharskiy V. L. Metod sovmestnoy approksimatsii postroyeniya raznostnykh skhem dlya resheniya uravneniy v chastnykh proizvodnykh [A method of joint approximation of the construction of difference schemes for solving partial differential equations.]. *Tekhnicheskaya mekhanika — Technical mechanics*, N 1, 129—140 (2007) [in Russian].
 3. Gorshkov O. A., Muravlev V. A., Shagayda A. A. Khollovskkiye i ionnyye plazmennyye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hall and ion plasma engines for spacecraft], 370 p. (Mashinostroyeniye, Moscow, 2008) [in Russian].
 4. Kim V. P. Konstruktivnyye priznaki i osobennosti rabochikh protsessov v sovremennykh statsionarnykh plazmennyykh dvigatelyakh Morozova [Constructive features and features of working processes in modern Morozov's stationary plasma engines]. *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki — J. Technical Physics*, 85 (N 3), 45—59 (2015) [in Russian].
 5. Klimontovich Yu. L. Kineticheskaya teoriya neideal'nogo gaza i neideal'noy plazmy [Kinetic theory of nonideal gas and nonideal plasma], 352 p. (Nauka, Moscow, 1975) [in Russian].
 6. Kulagin S. N., Khit'ko A. V., Dubovik L. G. Chislennoye modelirovaniye protsessov v khollovskom dvigatele [Numerical modeling of processes in the Hall engine]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace technics and technology*, N 8 (34), 46—49 (2006) [in Russian].
 7. Morozov A. I. Issledovaniye stacionarnogo elektromagnitnogo uskoreniya plazmy [Investigation of stationary electromagnetic acceleration of plasma]. Doctor's thesis, 323 p. (Moscow, 1965) [in Russian].
 8. Cho S., Komurasaki K., Arakawa Y. Kinetic particle simulation of discharge and wall erosion of a Hall thruster. *Phys. Plasmas* (1994-present), 20 (6), 463—501 (2013).
 9. Gavryushinn V. M., Kim V., Kozlov V. I., Maslennikov N. A. Physical and Technical Bases of the Modern SPT Development. *Proceedings of the 24th International Electric Propulsion Conference* (Electric Rocket Propulsion Society, Cleveland, OH) (1995).
 10. Kim V. Main Physical Futures and Processes Determining the Performance of Stationary of a Hall Thrusters. *J. Propulsion and Power*, 14(5), 736—743 (1998).
 11. Kim V. Acceleration Channel for Low Power Hall Thrusters. *Proc. of 24th International Symposium on Space Technology and Science* (2004).
 12. Koo J. W., Boyd I. D. Computational model of an SPT-100 thruster. *Proc. of 28th International Electric Propulsion Conference*. (2003).
 13. Parra F. I., Ahedo E. J., Fife M., Martinez-Sanchez M. A Two-Dimensional Hybrid Model of the Hall Thruster Discharge. *J. Appl. Phys.*, 100, 293—304 (2006).
 14. Tahara H., Yuge S., Shirasaki A., Martinez-Sanchez M. Performance Prediction of Hall Thrusters Using One-

Dimensional Flowfield Calculation. *Proc. of 24th International Symposium on Space Technology and Science* (2004).

Received 28.08.17

О. М. Петренко, В. Л. Бучарський

Дніпровський національний
університет ім. О. Гончара, Дніпро, Україна

МОДЕЛЮВАННЯ РУХУ ІОНІВ У КАНАЛІ СТАЦІОНАРНОГО ПЛАЗМОВОГО ДВИГУНА

Наведено результати числового моделювання процесу руху іонів робочого тіла у прискорювальному каналі стаціонарного плазмового двигуна СПД-70 на основі прямого числового розв'язування кінетичного рівняння розрідженої плазми у прискорювальному електростатичному полі.

Ключові слова: стаціонарний плазмовий двигун, кінетичне рівняння розрідженої плазми, числове моделювання.

О. М. Petrenko, V. L. Bucharskyi

Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine

SIMULATION OF ION MOTION IN THE CHANNEL OF A STATIONARY PLASMA THRUSTER

The paper presents the results of numerical simulation of the process of motion of working fluid ions in the accelerating channel of a stationary plasma thruster SPD-70. The simulation was carried out on the basis of a direct numerical solution of the rarefied plasma kinetic equation in the accelerating electrostatic field.

Keywords: stationary plasma thruster, kinetic equation of rarefied plasma, numerical simulation.

В. Е. Литвиненко, Р. В. Кальныш, В. А. Попов

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрены дифференциальные уравнения, описывающие процессы в камере сгорания ракетного двигателя на твердом топливе. Приведены предложения, благодаря которым при расчете внутрибаллистических характеристик учитывается большее количество факторов влияющих на работу ракетного двигателя на твердом топливе, также становится возможен расчет внутрибаллистических характеристик двигателя при срабатывании системы аварийного выключения двигателя..

Ключевые слова: математическое моделирование, дифференциальные уравнения, внутрибаллистические характеристики, аварийное выключение двигателя, ракетный двигатель на твердом топливе.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка методов расчета давления в камере сгорания для зарядов различных форм и марок топлива — одна из основных задач теории внутренней баллистики ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ). Цель нашей работы заключается в создании программы-методики, позволяющей рассчитывать ВБХ ракетного двигателя на твердом топливе с более полным учетом факторов, влияющих на работу двигателя, а также расчет ВБХ двигателя при срабатывании системы аварийного выключения двигателя (АВД).

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ

Ранее расчет давления в камере проводился по уравнению Бори:

$$\frac{V}{RT} \cdot \frac{dp_k}{dt} + \frac{p_k SU}{RT} - \frac{V p_k}{(RT)^2} \cdot \frac{d(RT)}{dt} = SU \rho_T - G_c,$$
$$\frac{V}{\chi RT} \cdot \frac{dp_k}{dt} = SU \rho_T - \frac{A \varphi_2 F_{кр} p_k}{\sqrt{\chi RT}} - \frac{p_k SU}{\chi RT}, \quad (1)$$
$$SU \rho_T = \frac{A \varphi_c F_{кр} p_k}{\sqrt{\chi RT}},$$

где V — свободный объем камеры сгорания, p_k — давление в камере сгорания, R — газовая постоянная продуктов сгорания, T — температура продуктов сгорания, S — площадь горения заряда твердого топлива, u — скорость горения твердого топлива, ρ_T — плотность топлива, G_c — массовый расход продуктов сгорания через сопло, $A \varphi_c$ — расходный комплекс, термодинамический, с учетом коэффициента расхода φ_c , χ — коэффициент тепловых потерь, равный 1.

При выводе уравнения Бори (1) делается ряд допущений, из-за которых полученное уравнение не учитывает ряд факторов, влияющих на работу двигателя.

1. Приравняется нулю производная давления по времени: $\frac{dp_k}{dt} = 0$. Уравнение не действительно на не установившихся режимах (когда значение этой производной велико). Его невозможно применить при расчете ВБХ при срабатывании АВД.

2. Температура и газовая постоянная считаются постоянными: $\frac{V p_k}{(RT)^2} \cdot \frac{d(RT)}{dt} = 0$. Значение термодинамических параметров берется для некоторого усреднённого давления в камере за время работы двигателя.

3. Несущественно малым считается последнее слагаемое в правой части ($p_k S U / (\chi RT) = 0$), что также вносит мелкую погрешность.

Для более полного учета факторов, влияющих на работу РДТТ, составляем систему дифференциальных уравнений, описывающих внутрикамерные процессы. При составлении системы уравнений сделаны следующие допущения [1, 2]:

1) продукты сгорания даже при наличии в них взвешенных конденсированных частиц рассматриваются как газовая смесь, удовлетворяющая уравнению состояния идеальных газов:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{Vp}{RT} \right) = \frac{V}{RT} \cdot \frac{dp}{dt} + \frac{p}{RT} \cdot \frac{dV}{dt} - \frac{Vp}{(RT)^2} \cdot \frac{dRT}{dt};$$

2) приход продуктов горения топлива с горящей поверхности отождествляется с приходом окончательных продуктов сгорания, а расход газов через сопло вычисляется по формуле для стационарного течения замороженного состава:

$$\dot{m}_n = S U \rho_T,$$

$$\dot{m}_p = A \varphi_2 F_{кр} p_k;$$

3) разность между приходом газов за счет горения топлива и расходом газов через сопло равна изменению количества газов в камере:

$$\dot{m} = S U \rho_T - A \varphi_2 F_{кр} p_k;$$

4) температуру и газовую постоянную продуктов сгорания топлива в камере при отсутствии теплопотерь и изменяющемся давлении в камере принимают равными изобарной равновесной температуре и газовой постоянной, определяемыми термодинамическим расчетом в функции давления в камере сгорания.

Помимо уравнения, описывающего изменение давления в КС, дополним систему уравнением, опи-

сывающем изменение свободного объема КС, свода горения и относительного времени. После всех математических преобразований система уравнений будет иметь следующий вид:

$$\frac{dp}{dt} = \left[\frac{R(p)T(p)}{V} [S(e)\rho_T U_1 p^\nu - A(P)\varphi_2 F_{кр}(\tau)p] - \frac{pS(e)U_1 p^\nu}{V} \right] \times$$

$$\times \left(1 - \frac{p}{RT(p)} \cdot \frac{d(RT)}{dp} \right)^{-1},$$

$$\frac{dV}{dt} = S(e)U_1 p^\nu,$$

$$\frac{de}{dt} = U_1 p^\nu,$$

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{A(P)\varphi_2 F_{кр}(\tau)p}{\omega_\Sigma^6},$$

где U_1 — коэффициент в законе скорости горения твердого топлива $U = U_1 p^\nu$, ν — степенной показатель в законе скорости горения, e — текущий свод горения, τ — относительное время (относительный вес сгоревшего топлива), ω_Σ^6 — суммарный баллистический вес.

Полученная система уравнений представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений (СОДУ), решать которую будем методом Рунге — Кутты 4-го порядка точности.

При решении полученной СОДУ учитываются следующие факторы. Во-первых, учитывается разгар критического сечения сопла в зависимости от относительного времени по следующей зависимости:

$$F_{кр}(\tau) = \frac{\pi}{4} [D_{нач}^2 (1-\tau) + D_{кон}^2 \tau],$$

где $D_{нач}$, $D_{кон}$ — диаметр критического сечения сопла до и после работы двигателя соответственно. Во-вторых, учитывается переменность термодинамических параметров в ходе работы двигателя. Изначально газовую постоянную, температуру газа и расходный комплекс принимали для усредненного по времени работы давления в двигателе. Однако в случае срабатывания системы АВД вскрывается дополнительное критическое сечение, площадь которого намного больше площади критического сечения сопла, происходит резкий сброс давления, в этот момент изменяются газовая постоянная, температура газа и рас-

ходный комплекс на 1–4 %, что приводит к увеличению времени выхода на новый режим работы.

Для учета изменения газовой постоянной, температуры газа в камере и расходного комплекса, в систему дифференциальных уравнений введена зависимость указанных параметров от давления в камере, которая определяется предварительным термодинамическим расчетом.

Для решения данной СОДУ была разработана программа. Для работы программы необходимы следующие исходные данные:

- весовые параметры заряда,
- термодинамические параметры продуктов сгорания,
- геометрические параметры сопла,
- геометрические параметры заряда (зависимость площади горения от текущего свода горения).

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА

Результаты расчета, полученные по предложенной методике, будем сравнивать с результатами расчета ВБХ, полученными по уравнению Бори, а также с результатами расчета, в котором не учитывается переменность термодинамических параметров продуктов сгорания.

Кривая давления, полученная по уравнению Бори, и кривая давления, полученная по предложенной методике, представлены на рис. 1. Ввиду ввода большего количества факторов, влияющих на работу РДТТ, расчет ВБХ по разработанной методике более точен по сравнению с расчетом, проведенным по уравнению Бори. Как видно, расчет по предложенной методике описывает участок от давления, обеспечиваемого воспламенителем, до 85 % от среднеинтегрального давления за первые 5 с работы (т. е. до выхода на установившийся режим), в отличие от расчета, проведенного по уравнению Бори.

На рис. 2 приведен результат расчета ВБХ при включенной системе АД с учетом изменения термодинамических параметров и без такового. При рассмотрении участка выхода двигателя на новый режим, при включении системы АД, видно значительное различие между расчетом с постоянными термодинамическими параметрами (1) и переменными (2). Как видно, «ощутимое» влияние введения переменных термодинамических параметров оказывает на участках значитель-

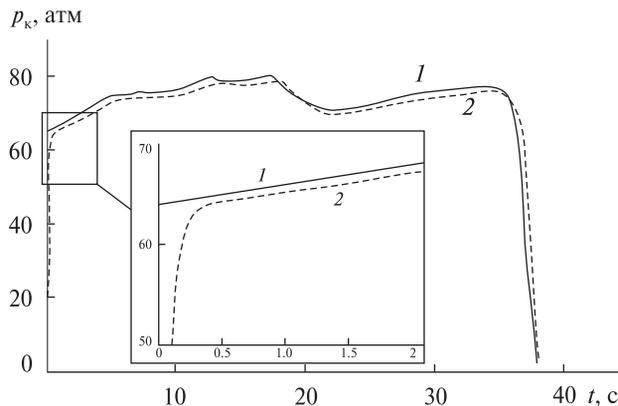


Рис. 1. Кривые давления, полученные по уравнению Бори (1) и по разработанной методике (2)

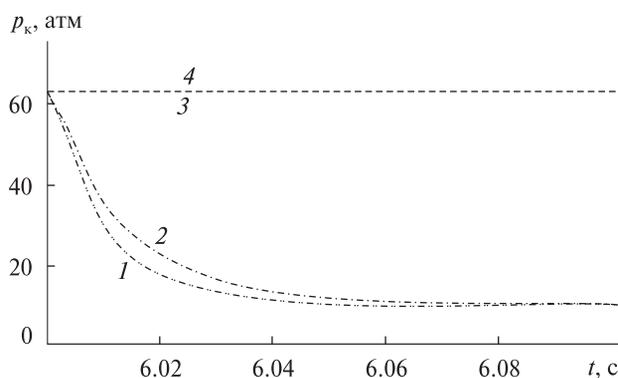


Рис. 2. Выход на новый режим работы после срабатывания системы аварийного выключения двигателя на 6-й с работы двигателя (1 – R, T, b постоянные, 2 – R, T, b переменные) и при выключенной системе аварийного выключения двигателя (3 – R, T, b постоянные, 4 – R, T, b переменные)

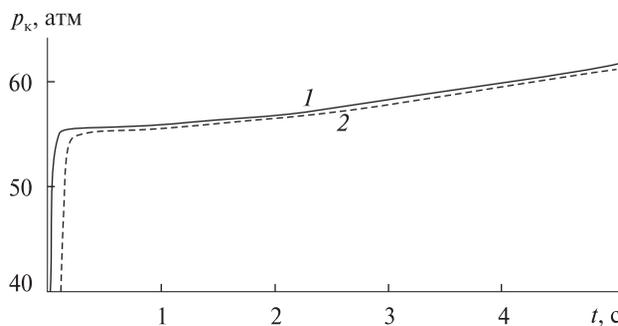


Рис. 3. Выход на установившийся режим работы двигателя: 1 – постоянные параметры R, T, b , 2 – переменные параметры R, T, b

ного изменения давления за короткий промежуток времени. В тоже время учет переменности термодинамических параметров не влияет значительно на кривую давления при установившихся режимах (рис. 3).

ВЫВОДЫ

Разработанная методика позволяет учитывать гораздо больше факторов, влияющих на работу РДТТ. Учет большего количества факторов позволяет более точно прогнозировать режимы работы РДТТ. Разработанная программа позволяет провести быстро и с высокой точностью оценочные расчеты ВБХ при проектировании РДТТ.

Введение переменности термодинамических параметров в зависимости от давления в камере сгорания позволяет:

- повысить точность расчета ВБХ до 3 % на установившемся режиме и до 14 % на переходных режимах работы двигателя;
- повысить точность расчета ВБХ до 20–25 % на переходном режиме работы двигателя, на протяжении первых 0.3–0.4 с от момента подачи команды на срабатывание исполнительных элементов АД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Волков Е. Б., Сирицин Т. А. Статика и динамика ракетных двигательных установок: в 2-х т. — М.: Машиностроение, 1987. — Т. 2. — С. 219–224.
2. Соркин Р. Е. Теория внутренней баллистики РДТТ. — М.: Наука, 1964. — С. 85–87.

Стаття надійшла до редакції 28.08.17

REFERENCES

1. Volkov E. B. Siritsin T. A. Static and dynamics of rocket motors: in 2 volumes, v. 2, p. 219–224 (Mechanical engineering, Moskov, 1987) [in Russian].
2. Sorokin R. E. Theory of internal ballistics of SRM, p. 85–87 (Science, Moskov, 1964) [in Russian].

Received 28.08.17

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВНУТРІШНЬОБАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНА НА ТВЕРДОМУ ПАЛИВІ ПРИ СПРАЦЮВАННІ СИСТЕМИ АВАРІЙНОГО ВИМКНЕННЯ ДВИГУНА

Розглянуто диференціальні рівняння, що описують процеси у камері згорання ракетного двигуна на твердому паливі. Наведено пропозиції, завдяки яким при розрахунку внутрішньобалістичних характеристик урахується більша кількість факторів, що впливають на роботу ракетного двигуна на твердому паливі, зокрема стає можливим розрахунок внутрішньобалістичних характеристик двигуна при увімкненій системі аварійного вимкнення двигуна.

Ключові слова: математичне моделювання, диференціальні рівняння, внутрішньобалістичні характеристики, аварійне вимкнення двигуна, ракетний двигун на твердому паливі.

V. Ye. Lytvynenko, R. V. Kalnysh, V. A. Popov

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

MATHEMATICAL MODELLING OF INTROBALLISTIC CHARACTERISTIC OF SOLID ROCKET ENGINE WITH POWER-ON EMERGENCY SHUTDOWN SYSTEM

We consider differential equations, which describe processes in combustion chamber of solid rocket engine (SRE). We describe our propositions, which are useful for calculation of introballistic characteristic (IBC). They allows 1) to take into account the more numbers of factors that have influence on the SRM's work, 2) to include the IBC calculations of engine with power-on emergency shutdown system (ESS).

Keywords: mathematical simulation, differential equations, introballistic characteristic, emergency shutdown system, solid rocket motor

К. Н. Земляной¹, В. С. Рева¹, В. П. Фролов¹, К. В. Безручко²

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТИПОВ И ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ НАКОПИТЕЛЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ПРИ ЕГО РАБОТЕ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ МОБИЛЬНОГО РАКЕТНОГО СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА

Проанализированы системы автономного электроснабжения различных мобильных ракетных стартовых комплексов, выделены основные достоинства и недостатки. Проанализированы требования, предъявляемые к системе автономного электроснабжения, обозначена актуальность вопроса определения значений параметров накопителя электрической энергии и выбора химического источника тока с характеристиками, обеспечивающими выполнение подготовки пуска в различных режимах эксплуатации. Определены эксплуатационные ограничения, а также приведен и описан алгоритм определения значений параметров накопителя электрической энергии. Построена математическая модель автономного источника питания и химического источника тока, с помощью которой возможно осуществить выбор и тип накопителя электрической энергии.

Ключевые слова: система автономного электроснабжения, химический источник тока, эксплуатационные ограничения, циклограмма работы, математическая модель, алгоритм выбора параметров.

ВВЕДЕНИЕ

Все современные подвижные мобильные ракетные стартовые комплексы (МРСК), как эксплуатирующиеся, так и разрабатываемые, требуют высоконадёжного и бесперебойного электроснабжения технологического оборудования и систем, входящих в их состав.

Опыт создания и эксплуатации систем автономного электроснабжения (САЭ) подвижных комплексов указывает на необходимость принципиально нового подхода к организации электроснабже-

ния МРСК с учетом режимов их функционирования и эксплуатационных ограничений [2].

Из проведенного анализа различных МРСК определено, что системы автономного электроснабжения являются составной частью МРСК и предназначены для обеспечения аппаратуры и оборудования МРСК электроэнергией требуемого вида и качества на всех этапах эксплуатации, в том числе бесперебойным для отдельной группы потребителей.

При этом одним из важнейших элементов, влияющих на эффективность САЭ МРСК, являются накопители электрической энергии, выбор типов и параметров которых является ключевой задачей при проектировании САЭ МРСК.

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СИСТЕМАМ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

САЭ МРСК предназначены для электроснабжения технологического оборудования, участвующего в подготовке к пуску и пуске во всех режимах эксплуатации МРСК. САЭ МРСК, как правило, состоит из:

- автономного источника питания (АИП),
- резервных источников питания на основе химических источников тока (ХИТ),
- устройства токораспределительного (УТР),
- блока автоматического контроля и управления.

Структура САЭ МРСК представлена на рис. 1. В общем случае САЭ должна выполнять следующие задачи:

- генерирование и коммутацию первичного электропитания от АИП к электропотребителям по необходимому количеству фидеров,
- дистанционное управление подключением групп электропотребителей к источникам электропитания,
- контроль и выдачу информации о состоянии фидеров электропитания от САЭ МРСК в высшие звенья управления,
- блокировку работы САЭ при неисправностях ее составных частей и неправильной стыковке с электропотребителями,
- подключение к внешним источникам постоянного и переменного тока.

Учитывая универсальность схмотехнических и конструктивных принципов построения САЭ МРСК, её составные части могут быть применены для создания систем автономного электроснабжения объектов различного назначения на базе подвижного шасси.

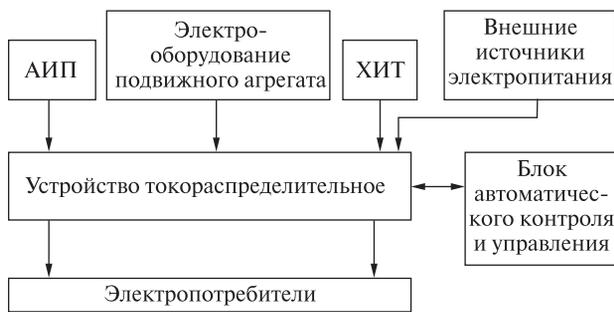


Рис. 1. Структура САЭ МРСК

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ МОБИЛЬНЫХ РАКЕТНЫХ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ

Системы автономного электроснабжения мобильных ракетных стартовых комплексов предназначены для электроснабжения технологического оборудования, участвующего в подготовке к пуску и пуске во всех режимах эксплуатации МРСК [3].

Каждый из режимов работы МРСК имеет ряд особенностей, накладывающих эксплуатационные ограничения на САЭ МРСК. Основными из них являются:

- продолжительность работы источников и накопителей электроэнергии,
- питания электропотребителей,
- диапазон напряжений и потребляемая мощность технологическим оборудованием (с учетом кратковременных пиковых значений),
- информативность САЭ МРСК (возможность осуществлять информационное взаимодействие со смежными системами),
- ограничения по габаритно-массовым характеристикам составных частей САЭ МРСК,
- показатели надежности САЭ МРСК,
- климатические условия эксплуатации САЭ МРСК и др.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Основными электропотребителями получающими электроснабжение от САЭ СПУ, являются:

- наземная проверочно-пусковая аппаратура системы управления (НППА СУ), в том числе бортовая аппаратура системы управления (БАСУ) до перехода на бортовое питание,
- автоматизированная система контроля и управления (АСКУ),
- электропотребители транспортного модуля (ТМ), в том числе система управления технологическим оборудованием,
- аппаратура системы измерений (СИ) и наземной системы пристартовых измерений на этапе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ).

Режимы работы потребителей МРСК характеризуются циклограммами работы.

Одним из наиболее ответственных участков этих циклограмм является время осуществления

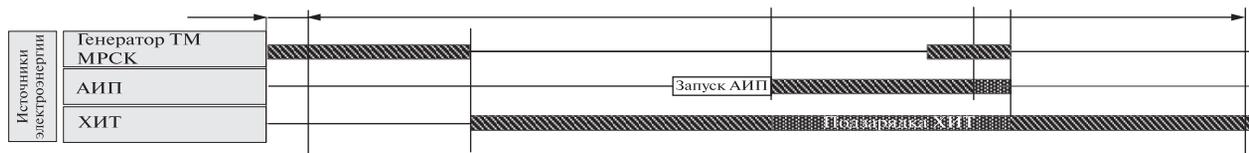


Рис. 2. Пример циклограммы работы САЭ МРСК в режиме перехода в основной режим работ

высокоточных операций, не допускающих возникновения шумов и вибраций, т. е. работа АИП из состава САЭ МРСК в этот период не приемлема. Электроснабжение электропотребителей на этом участке времени осуществляется от ХИТ [6].

Пример одной из циклограмм работы САЭ МРСК приведен на рис. 2, где электроснабжение потребителей производится от генератора ТМ СПУ, ХИТ и автономного источника питания (АИП).

Исходя из режимов работы МРСК, циклограммы работы и структуры САЭ возможно построение графиков электропотребления. На рис. 3 приведен пример графика электропотребления от САЭ МРСК в одном из режимов работы.

Проанализировав режимы эксплуатации ХИТ в составе САЭ СПУ, можно классифицировать их основные режимы работы: буферный, циклический, дежурный, стартерный режим основного источника и режим хранения [1, 6].

Исходя из режимов работы ХИТ в составе САЭ СПУ определяется условия работы ХИТ под нагрузкой (рис. 4).

Вследствие большого разнообразия режимов работы ХИТ возникает задача определения значений типов и параметров ХИТ с характеристиками, обеспечивающими выполнение задачи подготовки пуска в различных режимах эксплуатации, в том числе обеспечивающих их длительный разряд с последующим кратковременным зарядом.

ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ НАКОПИТЕЛЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Задача выбора электрохимических накопителей с необходимыми параметрами может быть решена с использованием алгоритма, представленного на рис. 5.

1. На этапе проектирования проводятся работы по проведению облика САЭ МРСК, анализ существующих САЭ МРСК. Также проводится сравнение и анализ структурных схем СПУ различных типов.

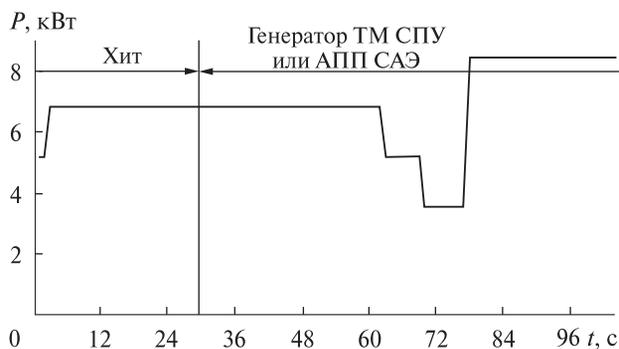


Рис. 3. Пример изменения мощности P электропотребления от САЭ МРСК

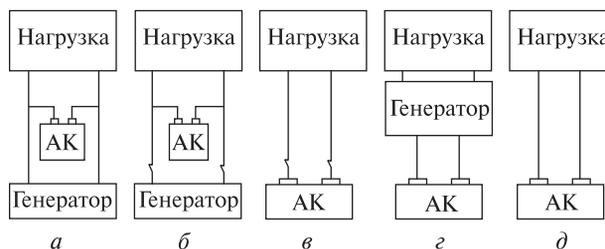


Рис. 4. Варианты подключения ХИТ при различных режимах эксплуатации: а — буферный режим, б — циклический режим, в — дежурный режим, г — стартерный режим, д — режим основного источника

2. Следующим этапом является определение перечня потребителей, запрашиваемых от САЭ МРСК, критерии нагрузок. Значение потребляемой мощности, тока, частоты, количество потребителей и фидеров питания.

3. Далее следует описание режимов работы САЭ МРСК. Основная работа (штатная), дежурный режим, а также электротехнические режимы к которым относятся: буферный режим, циклический режим, стартерный, дежурный режимы и т. д.

4. Далее определяем эксплуатационные ограничения для построения САЭ МРСК.

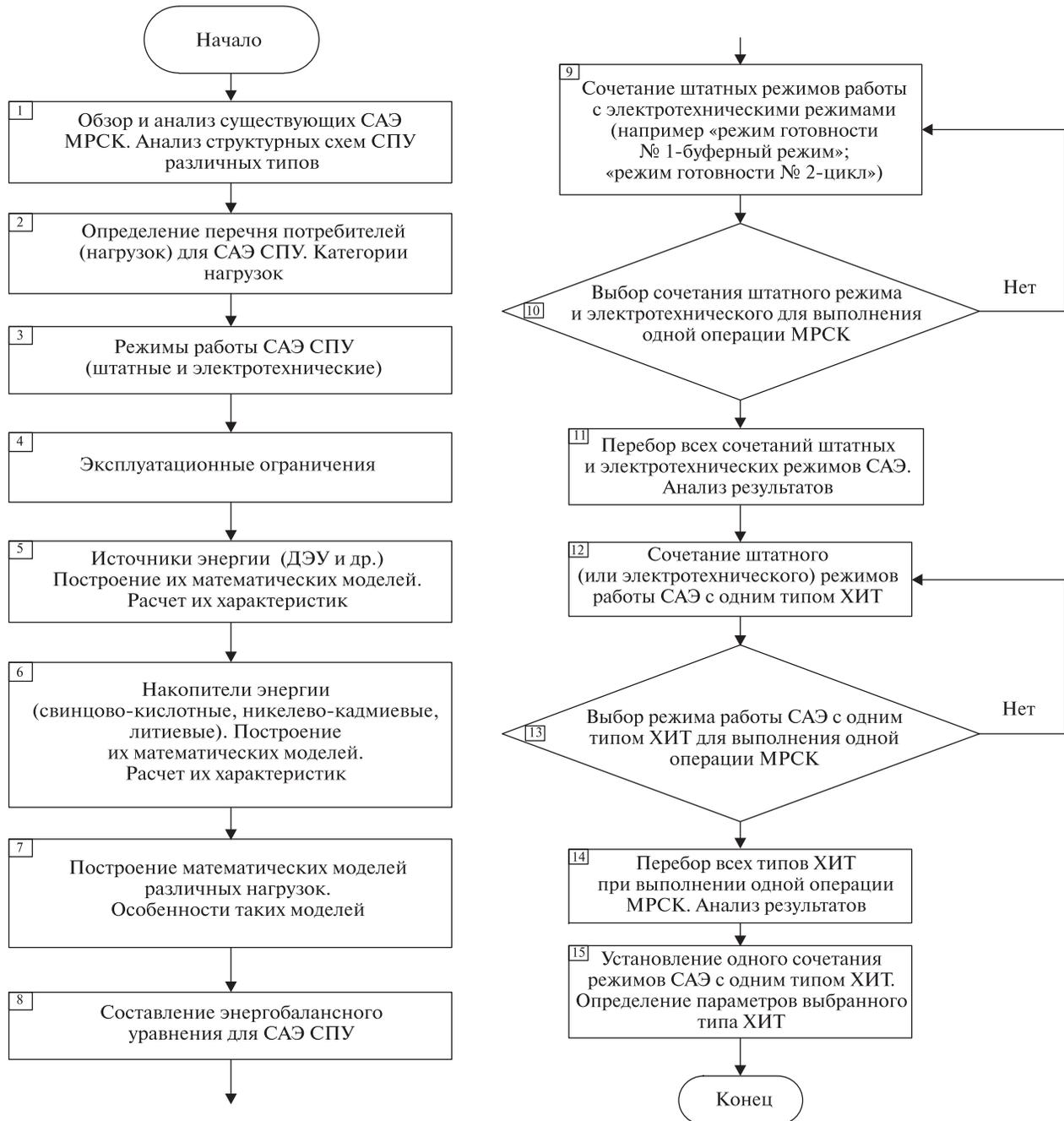


Рис. 5. Алгоритм метода определения значений параметров накопителя электрической энергии

5—7. После этого следует построение математических моделей и расчет характеристик:

- источников электроэнергии (АИП, генератора ТМ др.),
- накопителей энергии на основе ХИТ (свинцово-кислотные, никель-кадмиевые, литиевые),

- потребителей электроэнергии.
8. Составление уравнения энергобаланса «между источниками электроэнергии накопителями и потребителями САЭ МРСК.

9—11. Далее необходимо провести сочетание штатных режимов работы с электротехническими

режимами (например «режим готовности № 1 — буферный режим»; «режим готовности № 2 — циклический», «переход из одной готовности в другую — дежурный»).

Проводится анализ результатов. Если выбор сочетания штатного режима и электротехнического достаточен для выполнения одной операции МРСК, то проводится перебор всех сочетаний штатных и электротехнических режимов САЭ. При недостаточном выборе для выполнения одной операции, перебираются другие сочетания штатных режимов работы с электротехническими режимами.

12, 13. Необходимо провести сочетание штатного (или электротехнического) режимов работы САЭ МРСК с одним типом ХИТ. Выбор режима работы САЭ МРСК с одним типом ХИТ для выполнения одной операции МРСК.

14, 15. При переборе всех типов ХИТ при выполнении одной операции МРСК и анализе результатов получаем установление одного сочетания режимов САЭ МРСК с одним типом ХИТ. Тип ХИТ устанавливается при сравнении результатов расчётов характеристик ХИТ на математических моделях и результатов анализа ХИТ.

Реализация приведенного на рис. 5 алгоритма приведена ниже.

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Баланс энергии САЭ МРСК можно представить в виде работы нагрузки, равной сумме работ АИП, ТМ и ХИТ [4]:

$$A_{\text{нагр}} = A_{\text{АИП}} + A_{\text{ТМ}} + A_{\text{ХИТ}},$$

где $A_{\text{нагр}}$ — работа электрической нагрузки, $A_{\text{АИП}}$ — работа генератора АИП, $A_{\text{ТМ}}$ — работа генераторов ТМ, $A_{\text{ХИТ}}$ — работа ХИТ.

Работу, потребляемую нагрузкой на i -м режиме работы САЭ МРСК, можно представить в развернутом виде:

$$P_{i,\text{нагр}} \cdot \tau_{i,\text{нагр}} = k_i \cdot (P_{\text{АИП}} \tau \cdot k_{i,\text{АИП}} + P_{\text{ТМ}} \tau \cdot k_{i,\text{ТМ}} + P_{\text{ТМ}} \tau \cdot k_{i,\text{ТМ}} + P_{\text{ХИТ}} \tau \cdot k_{i,\text{ХИТ}} k_{3-p})$$

где $P_{i,\text{нагр}}$ — мощность потребляемая нагрузкой на выбранном i -м режиме работы САЭ МРСК, $\tau_{i,\text{нагр}}$ — время потребления мощности нагрузки на выбранном i -м режиме работы САЭ МРСК, k_i — коэффициент нагрузки (доля нагрузки, определяемая режимом работы циклограммы, в зави-

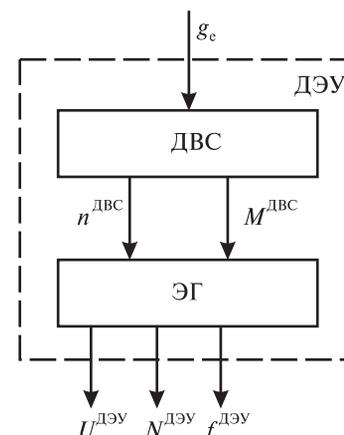


Рис. 6. Структурная схема дизельной энергоустановки

симости от максимальной нагрузки САЭ МРСК) на выбранном i -м режиме работы САЭ МРСК.

Из уравнения баланса работ на i -м режиме работы САЭ МРСК находим интересующие нас искомые величины, характеризующие ХИТ, — это емкость и электрохимическая система:

$$P_{\text{ХИТ}} \cdot \tau \cdot k_{i,\text{ХИТ}} \cdot k_{3-p} = \frac{k_i P_{\text{АИП}} \tau \cdot k_{i,\text{АИП}} + k_i P_{\text{ТМ}} \tau \cdot k_{i,\text{ТМ}} + k_{3-p} P_{i,\text{нагр}} \tau_{i,\text{нагр}}}{k_i}$$

$P_{\text{ХИТ}} \cdot \tau$ — определяет (при U_{const}) емкость ХИТ, $k_{i,\text{ХИТ}}$ — определяет электрохимическую систему ХИТ.

При исследовании систем автономного электроснабжения возникает необходимость привлечения не одной модели, а их комплекса, и проведения с использованием этих моделей многокритериального анализа и синтеза [4].

Структура математической модели АИП имеет следующий вид [4]:



где N_e — мощность дизельного двигателя АИП, M_e — крутящий момент дизельного двигателя АИП, n — обороты дизельного двигателя АИП, $P_{\text{АИП}}$ — мощность генератора АИП, $U_{\text{АИП}}$ — напряжение генератора АИП, $\tau_{\text{АИП}}$ — время работы генератора АИП.

Структурная схема дизельной энергоустановки представлена на рис. 6.

Математическая модель АИП в итоге принимает вид [4, 5]:

- математическая модель двигателя внутреннего сгорания:

внешняя характеристика

$$N_e = N_e^{\max} \left(A \frac{n}{n_e} + B \frac{n^2}{n_e^2} + C_1 \frac{n^3}{n_e^3} \right),$$

расход топлива

$$g_e = g_e^{\max} \left(A_1 - B_1 \frac{n}{n_e} + C_1 \frac{n^2}{n_e^2} \right),$$

крутящий момент

$$M_{кр} = 9950 \frac{N_e}{n},$$

часовой расход топлива

$$G_T = g_e N_e;$$

- математическая модель синхронного электрогенератора:

полное сопротивление

$$Z_H = R_H - jX_u Z_H \cdot \exp(\arctg(X_H / R_H)) = Z \cdot \exp j\varphi_H,$$

падение напряжения

$$\Delta U_H = \frac{U_o - U_H}{U_H} \cdot 100 = \frac{E_o - E_H}{E_H} \cdot 100,$$

частота

$$f = \frac{p \cdot \Omega_Z}{2\pi},$$

мощность

$$N = U^2 / Z_H.$$

Обобщенная структура математических моделей электрохимических аккумуляторов имеет вид

$$\begin{cases} \vec{F} = \vec{F}(\alpha, \beta, \bar{\tau}), \\ \vec{\beta} = \vec{\beta}(\bar{\tau}), \\ \alpha \in [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}], \\ \bar{\tau} \in [\bar{\tau}_{\min}, \bar{\tau}_{\max}], \end{cases}$$

где $\bar{\alpha}$ — вектор параметров, характеризующих режимы работы аккумуляторов, $\bar{\alpha}$ — вектор параметров, которые характеризуют особенности конкретных аккумуляторов, а вектор \vec{F} содержит характеристики аккумуляторов, которые изменяются с изменением входных параметров.

Исходя из этого, структура обобщенной математической модели примет вид [5]:

- а) для описания емкостных характеристик:

$$\begin{cases} q = f(\bar{I}_{\text{возд}}, \bar{U}_{\text{откл}}, U_{\text{НРЦ}}, \vec{\beta}), \\ Q_{\text{полн}}^{\text{диагн}} = f(q, \vec{\beta}), \\ Q_{\text{полн}}^{\text{буф.реж}} = f(q, n, T, \gamma, \vec{\beta}), \\ Q_{\text{ост}}^{\text{диагн}} = f(U_p, U_{\text{тр}}, I_p, \tau_p, \vec{\beta}), \\ Q_{\text{ост}}^{\text{деж.реж}} = f(\tau_{\text{рес}}, T, Q_{\text{полн}}, \vec{\beta}); \end{cases}$$

- б) для описания внутреннего сопротивления:

$$\{r = f(\bar{I}_{\text{возд}}, \bar{U}_{\text{откл}});$$

- в) для описания напряжений:

$$\begin{cases} U_{\text{НРЦ}} = f(\tau_{\text{рес}}, T, \vec{\beta}), \\ U_3 = f(U_{\text{НРЦ}}, r, I_3, \tau, T, Q_{\text{полн}}, \vec{\beta}), \\ U_p = f(U_{\text{НРЦ}}, r, I_p, \tau, T, Q_{\text{полн}}, Q_{\text{ост}}, \vec{\beta}); \end{cases}$$

- г) для описания ограничений на функции:

$$\begin{cases} q \in [0, 1], \\ Q_{\text{полн}} \in [Q_{\text{рес}}, Q_0], \\ Q_{\text{ост}} \in [0, Q_{\text{полн}}], \\ r \in [r_{\min}, r_{\max}]; \end{cases} \begin{cases} U_{\text{НРЦ}} \in [U_{\text{рес}}, U_0], \\ U_3 \in [U_{\text{НРЦ}}, U_{\text{дпн}}], \\ U_p \in [U_{\text{дмн}}, U_{\text{НРЦ}}]; \end{cases}$$

- д) для описания ограничений на параметры:

$$\begin{cases} \bar{\alpha} = \{T, \gamma, I_3, I_p\}, \vec{\beta} = \{k_1, \dots, k_{20}\}, \\ \bar{\tau} = \{I_1, \dots, I_{13}, U_{\text{НРЦ}}, \tau, n\}. \end{cases}$$

Структура математической модели ХИТ, представленная на рис. 7, выглядит следующим образом:



где $P_{\text{зар}}$ — мощность заряда ХИТ, $P_{\text{раз}}$ — мощность разряда ХИТ, $U_{\text{зар}}$ — напряжение заряда ХИТ, $U_{\text{раз}}$ — напряжение разряда ХИТ, $\tau_{\text{зар}}$ — время заряда ХИТ, $\tau_{\text{раз}}$ — время разряда ХИТ.

Блок 1 описывает зависимости параметров состояния электрохимического аккумулятора от формы вольтамперной характеристики, которая в виде таблиц напряжений и токов является входными параметрами блока 1 математической модели.

Полученные с помощью блока 1 параметры состояния электрохимического аккумулятора являются выходными параметрами математической модели электрохимического аккумулятора и используются в качестве специфических параметров блока 2.

Блок 2 описывает разрядную характеристику электрохимического аккумулятора с учетом его состояния.

Заряженность аккумулятора определяется по величине напряжения разомкнутой цепи с помощью выражения

$$q = k_1 \cdot U_0 - k_2 \cdot e^{k_3 \cdot U_0} + k_4,$$

где k_1, k_2, k_3, k_4 — эмпирические коэффициенты,

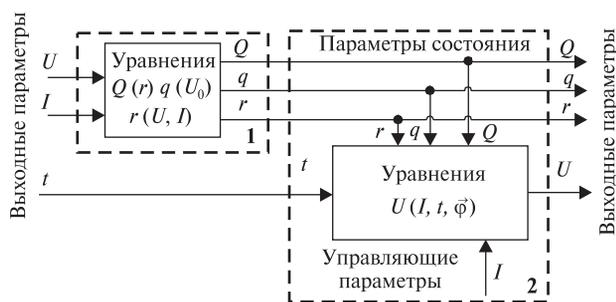


Рис. 7. Структура математической модели электрохимического аккумулятора

U_0 — ЭДС электрохимического аккумулятора, В.
 Зависимость разрядной емкости аккумулятора от его внутреннего сопротивления имеет вид

$$Q = k_5 \cdot r^{k_6} + k_7 \cdot r + k_8,$$

где k_5, k_6, k_7, k_8 — эмпирические коэффициенты, r — постоянная составляющая активного внутреннего сопротивления электрохимического аккумулятора, Ом.

Таким образом, емкость полностью заряженного аккумулятора связана с зарядностью и разрядной емкостью выражением

$$Q_0 = \frac{Q}{q},$$

где Q — разрядная емкость, А · ч; q — зарядность аккумулятора,

$$\begin{cases} q = k_1 \cdot U_0 - k_2 \cdot e^{k_3 \cdot U_0} + k_4, \\ U_{0\text{min}} \leq U_0 \leq U_{0\text{max}}; \\ Q(r) = k_5 \cdot r^{k_6} + k_7 \cdot r + k_8, \\ r_{\text{min}} \leq r \leq r_{\text{max}}; \\ Q_0 = \frac{Q(r)}{g(U_0)}, \end{cases}$$

где $k_1 \dots k_8$ — эмпирические коэффициенты.

Разрядную характеристику электрохимического аккумулятора в области токов более 0.1С хорошо описывает модифицированное уравнение Шеффера [5]:

$$U(I, t) = U_0 - r \cdot I - k_9 \cdot \left(\frac{r \cdot t}{k_{10} \cdot Q_0 - I \cdot t} \right) \cdot I + k_{11} \left[\exp \left(-k_{12} \cdot \frac{I \cdot t}{k_{10} \cdot Q_0} \right) - 1 \right],$$

где $k_9, k_{10}, k_{11}, k_{12}$ — эмпирические коэффициенты.

В конечном счете математическую модель электрохимического аккумулятора можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} q = k_1 \cdot U_0 - k_2 \cdot \exp(k_3 \cdot U_0) + k_4, \\ U_{0\text{min}} \leq U_0 \leq U_{0\text{max}}; \\ Q(r) = k_5 \cdot r^{k_6} + k_7 \cdot r + k_8, \\ r_{\text{min}} \leq r \leq r_{\text{max}}; \\ Q_0 = \frac{Q(r)}{g(U_0)}, \\ U(I, t) = U_0 - r \cdot I - k_9 \cdot \left(\frac{r \cdot t}{k_{10} \cdot Q_0 - I \cdot t} \right) \cdot I + \\ + k_{11} \left[\exp \left(-k_{12} \cdot \frac{I \cdot t}{k_{10} \cdot Q_0} \right) - 1 \right]. \end{cases}$$

Данная суммарная математическая модель в дальнейшем может применяться не только для выбора конкретного ХИТ заданного комплекса, но и для создания нового САЭ любого комплекса.

ВЫВОДЫ

Впервые предложен алгоритм выбора электрохимического накопителя энергии и определения его параметров для работы в составе системы автономного электроснабжения мобильного ракетного стартового комплекса с учетом эксплуатационных ограничений.

Получили дальнейшее развитие возможности математических моделей САЭ (в комплексе: дизельэлектроагрегатов и батарей химических источников тока), что позволило рассчитывать параметры и характеристики системы автономного электроснабжения МРСК.

Описанный подход к определению значений параметров накопителей электроэнергии позволяет создавать эффективные структуры САЭ МРСК, удовлетворяющие накладываемым эксплуатационным ограничениям, что обеспечивает повышение надёжности систем МРСК.

ЛИТЕРАТУРА

1. Багоцкий В. С., Скундин А. М. Химические источники тока. — М.: Энергоиздат, 1981. — 360 с.
2. Бирюков Г. П., Кукушкин Ю. Ф., Торпачев А. В. Основы обеспечения надежности и безопасности стартовых комплексов. — М.: Изд-во МАИ, 2002. — 264 с.

3. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика. — М.: Физматлит, 2006. — 816 с.
4. Обухов С. Г. Математическое моделирование в системах электроснабжения: учебное пособие. — Томск: Изд-во Томского политехнического ун-та, 2014. — 84 с.
5. Самарский А. А. Математическое моделирование. Идеи. Методы. Примеры. — М.: Наука. Физматлит, 1997. — 320 с.
6. Смотров Е. А., Акишинцев Д. И., Субботин В. В., Сусленко А. Ю. Системы балансировки аккумуляторных батарей // Электротехнические и компьютерные системы. — 2013. — № 11 (87). — С. 38—48.

Стаття надійшла до редакції 28.08.17

REFERENCES

1. Bagotsky V. S., Skundin A.M. Chemical current sources, 360 p. (Energoizdat, Moscow, 1981) [in Russian].
2. Biryukov G. P., Kukushkin Yu. F., Torpachev A.V. Introduction to reliability assurance and safety of launch complexes, 264 p. (MAI Press, Moscow, 2002) [in Russian].
3. Kobzar A. I. Applied mathematical statistics, 816 p. (Fizmatlit, Moscow, 2006). [in Russian]
4. Obukhov S. G. Mathematical simulation in power supply systems: tutorial, 84 p. (Tomsk Polytechnic University Press, Tomsk, 2014) [in Russian].
5. Samarsky A. A. Mathematical simulation. Ideas. Methods. Examples, 320 p. (Nauka. Fizmatlit, Moscow, 1997) [in Russian].
6. Smotrov E. A., Akshintsev D. I., Subbotin V.V., Suslenko A. Yu. Storage battery balancing systems. *Electrical and computer systems*, N 11 (87), 38—48 (2013) [in Russian].

Received 28.08.17

К. М. Земляной¹, В. С. Рева¹,
В. П. Фролов¹, К. В. Безручко²

¹Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

²Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна

МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ТИПІВ І ЗНАЧЕНЬ ПАРАМЕТРІВ НАКОПИЧУВАЧА ЕЛЕКТРИЧНОЇ ЕНЕРГІЇ ПІД ЧАС ЙОГО РОБОТИ У СКЛАДІ СИСТЕМИ АВТОНОМНОГО ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ МОБІЛЬНОГО РАКЕТНОГО СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСУ

Проаналізовано системи автономного електропостачання різних мобільних ракетних стартових комплексів, виді-

лені основні переваги і недоліки. Проаналізовано вимоги до системи автономного електропостачання, окреслено актуальність питання визначення значень параметрів накопичувача електричної енергії і вибору хімічного джерела струму з характеристиками, що забезпечують виконання підготовки пуску в різних режимах експлуатації. Визначено експлуатаційні обмеження, а також наведено й описано алгоритм визначення значень параметрів накопичувача електричної енергії. Побудовано математичну модель автономного джерела живлення й хімічного джерела струму, за допомогою якої можливо обирати накопичувач електричної енергії і його тип.

Ключові слова: система автономного електропостачання, хімічне джерело струму, експлуатаційні обмеження, циклограма роботи, математична модель, алгоритм вибору параметрів.

К. М. Земляной¹, В. С. Рева¹,
В. П. Фролов¹, К. В. Безручко²

¹Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

²National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine

METHOD OF DETERMINATION OF TYPES AND PARAMETERS OF THE ELECTRIC ENERGY STORAGE SYSTEM DURING ITS OPERATION IN AUTONOMOUS POWER SUPPLY SYSTEM OF MOBILE SPACE LAUNCH COMPLEX

We have analyzed the autonomous power supply systems (APSS) of different mobile space launch complexes (MSLC) and defined their main merits and demerits. We show, when analyzing the APSS's requirements, that the definition of the parameter values of electric energy storage system should be emphasized along with selection of chemical current source (CCS) with characteristics that enable the prelaunch processing in different operation modes. We defined the operating constraints as well as the algorithm of determination of parameter values of the electric energy storage system. We describe a mathematical model of autonomous power source and chemical current source, which allows selecting the electric energy storage system and its type.

Keywords: autonomous power supply system, chemical current source, operating constraints, operation sequence diagram, mathematical model, parameter selection algorithm.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033>

УДК 533.6.011

В. И. Тимошенко, В. П. Галинский

Институт технической механики Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Днепро, Украина

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, ОСНАЩЕННЫХ ТОНКИМИ ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Дается описание разработанного программно-методического обеспечения, которое может быть использовано при проведении оперативных проектных расчетов сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации.

Ключевые слова: *ракета-носитель, тонкие органы управления и стабилизации, сверхзвуковое обтекание, аэродинамические характеристики, уравнения газовой динамики, маршевый многозонный метод, метод локального взаимодействия, явные конечно-разностные схемы.*

Современное развитие ракетной техники выдвигает требования к созданию новых типов ракет-носителей, которые являются достаточно сложными и комплектуются органами управления и стабилизации. Наличие на боковой поверхности корпуса ракеты тонких органов управления приводит к существенному изменению поля возмущенного течения по сравнению с полем потока около изолированного корпуса ракеты. Учет влияния органов управления и стабилизации на аэродинамические характеристики ракеты даже в случае невязкого течения газа является достаточно сложной задачей.

Для проведения единичных расчетов могут быть использованы коммерческие программные продукты ANSYS, FlowVision, SolidWorks и др., получившие широкое распространение в исследовательской работе. Однако определенные сложности с освоением коммерческих пакетов, осо-

бенностями задания формы компоновок и относительно большие затраты времени на проведение одного расчета (в пределах двух-четырех часов) ограничивают их использование при проведении многосерийных проектных расчетов. Это стимулировало разработку в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАН Украины и ГКА Украины) программно-методического обеспечения, ориентированного на оперативное определение параметров типичных компоновок ракет-носителей с тонкими несущими поверхностями и органами управления при сверхзвуковых скоростях полета. Основные особенности аэродинамического расчета сверхзвуковых течений детально изложены в работах [2—6, 11—15], посвященных вопросам аэродинамического расчета летательных аппаратов.

Предлагаемая методика расчета стационарно-го сверхзвукового течения около компоновки

© В. И. ТИМОШЕНКО, В. П. ГАЛИНСКИЙ, 2017

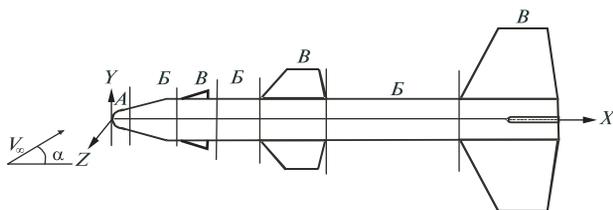


Рис. 1. Разбиение поля течения на характерные области: *A* — область течения около наконечника, *B* — область течения около участка корпуса ракеты без органов управления и стабилизации, *B* — область течения около участка корпуса ракеты с органами управления и стабилизации

ракеты, представляющей собой корпус с расположенными на нем тонкими несущими поверхностями и органами управления, основана на разбиении физической области решения на простые расчетные подобласти. В этой методике тонкие органы управления и стабилизации заменяются плоскими элементами, которые могут отклоняться относительно своего первоначального положения. Достоинством разработанного программно-методического обеспечения является простота включения в компоновку ракеты тонких органов управления и стабилизации, возможность детального анализа поля потока около полной компоновки и в окрестности органов и оперативность получения результатов. Созданная программа расчета аэродинамических характеристик ракет с плоскими консолями позволяет получать суммарные и распределенные характеристики на корпусе ракеты и органах управления и стабилизации и проводить параметрические расчеты суммарных характеристик ракеты в зависимости от изменения числа Маха и угла атаки при относительно небольших затратах машинного времени (до 10 мин). Условие сохранения сверхзвукового режима течения около боковой поверхности корпуса ракеты накладывает ограничения на форму тела, числа Маха, углы атаки набегающего потока и углы отклонения рулей.

Работа посвящена описанию разработанного в ИТМ НАН Украины и ГКА Украины программно-методического обеспечения, рекомендуемого для проведения оперативных проектных расчетов сверхзвукового обтекания ракет-носителей с тонкими органами управления и стабилизации.

ДЕКОМПОЗИЦИЯ ЗАДАЧИ

Поле возмущенного течения разбивается вдоль оси корпуса ракеты-носителя (РН) на две области — переднюю область около наконечника корпуса ракеты и основную область течения около боковой поверхности корпуса ракеты.

В передней области трансзвукового течения около сферически затупленного наконечника или сверхзвукового течения около острого наконечника корпуса ракеты — типа «А» производится расчет обтекания наконечника корпуса. Алгоритм расчета зависит от формы носовой части. Поле течения около заостренного конического наконечника корпуса ракеты находится решением вдоль оси тела стационарной трехмерной системы уравнений газовой динамики, записанной в цилиндрической системе координат, до установления решения по маршевой координате. Полученные параметры в поле потока около острого наконечника сносятся в сечение $X = X_1$ стыковки передней и основной области течения около поверхности корпуса ракеты. Для расчета поля течения около затупленного наконечника корпуса ракеты используется нестационарная трехмерная система уравнений газовой динамики, записанная в сферической системе координат, которая решается методом установления по времени. Для затупленного наконечника, заданного в виде сферически затупленного конуса, можно избежать расчета методом установления по времени, используя затабулированные поля потоков около сферы для заданного набора чисел Маха. Затабулированное поле потока разворачивается в плоскость $X = X_1$ сопряжения сферического сегмента и конической поверхности для заданных значений угла атаки α и угла сопряжения сферы с конусом θ_1 .

Основная область течения около боковой поверхности корпуса РН разбивается на характерные области в виде участков без органов управления и стабилизации (ОУС) и участков поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС. На рис. 1 показан пример разбиения поля течения около тела на характерные области.

На участке боковой поверхности корпуса ракеты без размещенных на нем ОУС (тип «Б») не

вносятся дополнительные возмущения. На участке поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС (тип «В») вносятся дополнительные возмущения, обусловленные ОУС. ОУС могут отличаться формой и условиями функционирования. Под условиями функционирования ОУС понимаются параметры, определяющие исходное положение органа на корпусе, задаваемое продольной координатой z_0^* и меридиональным углом φ_0 , и угол δ отклонения ОУС относительно его исходного положения.

Разбиение на характерные области осуществляется плоскостями $X_n = \text{const}$ ($n = 1, \dots, N_{Rg}$, где N_{Rg} — количество введенных характерных областей) вдоль оси корпуса ракеты. Таким образом, вводятся три типа областей:

а) область трансзвукового течения около сферически затупленного наконечника или сверхзвукового течения около острого наконечника корпуса ракеты — типа «А»,

б) области сверхзвукового течения около участков боковой поверхности корпуса ракеты, на которых не размещены ОУС, — типа «Б»,

в) области течения около участков боковой поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС — типа «В».

Поле течения около компоновки РН рассчитывается последовательно в характерных областях сверху вниз по потоку с использованием в качестве начальных полей потока, полученных в концах предыдущих характерных областей. Алгоритм расчета течения в каждой характерной области определяется типом этой области.

Параметры потока, полученные на границе характерной области «А» в сечении $X = X_1$, являются начальными данными для расчета поля течения около основного участка корпуса ракеты, представляемого в виде одной характерной области типа «Б» или набора из нескольких характерных областей типа «Б» и «В».

Для расчета обтекания участка боковой поверхности корпуса ракеты с размещенными на нем ОУС используется один из двух подходов — многозональный метод или метод локального взаимодействия.

В расчете многозональным методом используется разбиение расчетной области в попереч-

ных сечениях $z = \text{const}$ меридиональными плоскостями $\varphi = \varphi_0^k$, в которых расположены ОУС [7]. Здесь и далее $k = 1, \dots, K_{\text{ОУС}}$, где $K_{\text{ОУС}}$ — количество ОУС, размещенных на корпусе ракеты в рассматриваемой характерной области. Количество вводимых расчетных подобластей должно быть на единицу больше числа ОУС, не лежащих в плоскости симметрии тела. На участке луча $\varphi = \varphi_0^k$, совпадающем с поверхностью ОУС, задаются условия непротекания, а на участке этого луча, расположенном выше боковой кромки ОУС, при вычислении производных по φ используются параметры потока из соответствующих ячеек соседней расчетной области.

В радиальном направлении сверхзвуковое поле течения около поверхности корпуса ракеты ограничено снизу поверхностью корпуса и сверху фронтом головной ударной волны, форма которой определяется при численном интегрировании системы уравнений газовой динамики шагами вниз по потоку вдоль оси тела. В окружном направлении φ каждая СПО ограничена плоскостями соответствующих ОУС или плоскостью симметрии течения $\varphi = 0$ и $\varphi = \pi$. При обтекании ракеты в условиях, когда вектор скорости набегающего потока не лежит в плоскости симметрии ракеты, поле течения рассчитывается в секторе $0 \leq \varphi \leq 2\pi$ и используется условие периодичности решения в окружном направлении при $\varphi = 0$ и $\varphi = 2\pi$.

С учетом введенных дополнительных граничных условий на поверхности ОУС алгоритмы расчета течений в характерной области «Б» и в расчетных подобластях характерной области типа «В» совпадают.

На рис. 2 показан пример разбиения на расчетные подобласти в сечении $z = \text{const}$. В этом примере поле потока в поперечном сечении состоит из трех расчетных подобластей для $K_{\text{ОУС}} = 2$.

При использовании многозонального метода вводятся ограничения на форму ОУС и условия их функционирования, согласно которым составляющая скорости вдоль маршевой координаты должна быть больше скорости звука. Последним обеспечивается гиперболичность системы уравнений газовой динамики по маршевой координате.

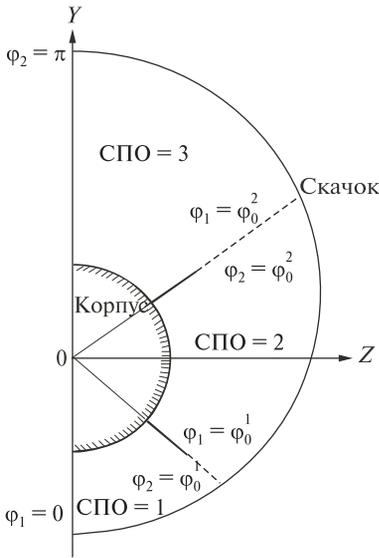


Рис. 2. Разбиение на расчетные подобласти (СПО)

При расчете методом локального взаимодействия вычисляется только силовое воздействие потока на поверхность ОУС. Возмущения, вносимые в поле течения ОУС, не учитываются.

МЕТОД ЛОКАЛЬНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

При использовании метода локального взаимодействия расчет аэродинамических характеристик ОУС производится в два этапа. На первом этапе в процессе маршевого расчета вдоль координаты z определяются параметры возмущенного поля сверхзвукового течения около участка боковой поверхности корпуса ракеты без ОУС. На втором этапе рассматривается силовое воздействие на ОУС возмущенного потока, полученного на первом этапе решения задачи.

Для определения давления, действующего на элементарную площадку в точке на поверхности ОУС, необходимо знать вектор внешней нормали к элементу поверхности \mathbf{n}_B , компоненты вектора возмущенной скорости \mathbf{V}' , статическое давление P и плотность ρ в точке поля потока, совпадающей с точкой на поверхности ОУС. Эти параметры рассматриваются как параметры потока, набегающего на элемент поверхности ОУС. При этом можно использовать формулы для расчета параметров потока за косым скачком, соотношения за волной разрежения или формулу Ньютона $p = p_0 (\mathbf{n}_B \cdot \mathbf{V}')^2$.

Для расчета силового воздействия потока на ОУС используется местная декартовая система координат $O_1x_0y_0z_0$, жестко связанная с ОУС, показанная на рис. 3.

В системе координат $O_1x_0y_0z_0$ разбиение поверхности ОУС на плоские элементы соответствует разбиению, используемому при задании исходной формы ОУС, и наиболее просто определяется нормаль \mathbf{n}_B к поверхности органа. Компоненты вектора внешней нормали \mathbf{n}_B к плоскости $x_0O_1y_0$ имеют вид

$$\mathbf{n}_B = \{-\cos\theta \sin\delta; -\cos\delta \sin\varphi_0 + \sin\delta \sin\theta \cos\varphi_0; -\cos\delta \cos\varphi_0 - \sin\theta \sin\delta \sin\varphi_0\}, \quad (1)$$

где $\varphi_0 = \varphi_0^*$ — меридиональная плоскость первоначального расположения ОУС, θ — угол наклона образующей корпуса ракеты в сечении привязки ОУС к корпусу ракеты, δ — угол отклонения ОУС ($\delta > 0$ при повороте по часовой стрелке).

Несколько сложнее обстоит дело с определением местных параметров в рассматриваемой точке потока. Координаты точки на поверхности ОУС задаются в местной декартовой системе координат $O_1x_0y_0z_0$, а требуется знать положение этой точки в основной цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$, в которой рассчитано трехмерное возмущенное поле потока около корпуса ракеты. Соотношения, связывающие декартовые координаты основной и местной систем координат в зависимости от места расположения ОУС и его отклонения, имеют вид

$$\begin{aligned} X &= z_0^* - y_0 \sin\theta + (x_0 \cos\delta - z_0 \sin\delta) \cos\theta, \\ Y &= -[b + y_0 \cos\theta + (x_0 \cos\delta - z_0 \sin\delta) \sin\theta] \cos\varphi_0 - \\ &\quad - (z_0 \cos\delta + x_0 \sin\delta) \sin\varphi_0, \\ Z &= [b + y_0 \cos\theta + (x_0 \cos\delta - z_0 \sin\delta) \sin\theta] \sin\varphi_0 - \\ &\quad - (z_0 \cos\delta + x_0 \sin\delta) \cos\varphi_0. \end{aligned} \quad (2)$$

Координаты основной декартовой системы $OXYZ$ и цилиндрической системы $Ozr\varphi$ связаны соотношениями

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{Y^2 + Z^2}, \\ \varphi &= \varphi_0 + \varphi', \\ z &= X, \end{aligned} \quad (3)$$

где

$$\chi_0 = \begin{cases} 0 & \text{при } (Z > 0 \cap Y < 0), \\ \pi & \text{при } (Z > 0 \cap Y \geq 0) \\ \cup & (Z \leq 0 \cap Y \geq 0), \\ 2\pi & \text{при } (Z \leq 0 \cap Y < 0), \end{cases}$$

$$\varphi' = \begin{cases} 0 & \text{при } |Y| < \varepsilon, \\ \arctg(-Z/Y) & \text{при } |Y| \geq \varepsilon, \quad \varepsilon = 10^{-6}. \end{cases}$$

Зная местные декартовы координаты x_0, y_0, z_0 точки на поверхности ОУС, по соотношениям (2) и (3) можно найти ее координаты в основной цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$. Параметры в рассматриваемой точке пространства получаются в результате интерполяции по трехмерному возмущенному полю около изолированного корпуса ракеты и представляют собой две скалярные функции — статическое давление P и плотность ρ — и одну векторную функцию $\mathbf{V}(V_z, V_r, V_\varphi)$.

Формулы пересчета составляющих вектора скорости $\mathbf{V}(V_z, V_r, V_\varphi)$, заданных в цилиндрической системе координат, в местную декартовую систему координат $O_1x_0y_0z_0$, жестко связанную с отклоненным ОУС, имеют вид

$$\begin{aligned} V_{x_0} &= V_z \cos\theta \cos\delta + \\ &+ V_r [\cos(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \cos\delta - \sin(\varphi - \varphi_0) \sin\delta] - \\ &- V_\varphi [\sin(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \cos\delta + \cos(\varphi - \varphi_0) \sin\delta], \\ V_{y_0} &= -V_z \cdot \sin\theta + V_r \cdot \cos(\varphi - \varphi_0) \cos\theta - \\ &- V_\varphi \cdot \sin(\varphi - \varphi_0) \cos\theta, \quad (4) \\ V_{z_0} &= -V_z \cos\theta \sin\delta - \\ &- V_r [\sin(\varphi - \varphi_0) \cos\delta + \cos(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \sin\delta] - \\ &- V_\varphi [\cos(\varphi - \varphi_0) \cos\delta - \sin(\varphi - \varphi_0) \sin\theta \sin\delta]. \end{aligned}$$

По формулам (4) полученный вектор скорости перепроектируется $\mathbf{V}'_0 (V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0})$ в местную систему координат $O_1x_0y_0z_0$, в которой задаются компоненты вектора внешней нормали \mathbf{n}_B . Имея компоненты векторов \mathbf{V}'_0 и \mathbf{n}_B , заданные в одной и той же системе координат, находим угол между этими векторами $\psi = \arcsin(\mathbf{V}'_0 \cdot \mathbf{n}_B)$. По углу ψ находится давление, действующее в центральной точке плоского элемента поверхности ОУС. Определив площадь плоского элемента, можно вычислить аэродинамические силы и мо-

менты, действующие на рассматриваемую площадку органа. Перебирая все площадки, составляющие поверхность ОУС, определяем аэродинамические характеристики органа.

Силовое воздействие потока на все ОУС представляется в виде суперпозиции независимых воздействий потока на каждый ОУС в отдельности.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Для каждого из элементов ракеты (корпус, органы управления и стабилизации) векторы суммарных сил \mathbf{F}_k и моментов $\mathbf{M}_k (k = 0, \dots, N_{\text{эл}})$ вычисляются в системе координат, связанной с этим элементом, где $N_{\text{эл}}$ — количество ОУС, размещенных на корпусе ракеты. Суммарные аэродинамические сила и момент, действующие на полную компоновку РН с ОУС, представляются в виде суммы сил \mathbf{F}_k и моментов \mathbf{M}_k , действующих на каждый из элементов поверхности РН. При этом все силы должны быть приведены к основной декартовой системе координат $OXYZ$, а моменты пересчитаны относительно начала этой системы координат в точке O (рис. 3).

Для расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на ОУС, используются основная ($OXYZ$) и местная ($O_1x_0y_0z_0$) декартовые системы координат. Ось OX основной системы координат направлена вдоль оси корпуса ракеты, а в плоскости местной системы координат совпадает с плоскостью ОУС.

Проекция главного вектора сил давления \mathbf{F} в основной декартовой системе координат связана с его компонентами в местной декартовой системе координат соотношениями

$$\begin{aligned} F_x &= F_{x_0} \cos\delta \cos\theta - F_{y_0} \cdot \sin\theta - F_{z_0} \sin\delta \cos\theta, \\ F_y &= -F_{x_0} (\cos\delta \sin\theta \cos\varphi_0 + \sin\delta \sin\varphi_0) - \\ &- F_{y_0} \cos\theta \cos\varphi_0 - F_{z_0} (\cos\delta \sin\varphi_0 - \sin\delta \sin\theta \cos\varphi_0), \\ F_z &= F_{x_0} (\cos\delta \sin\theta \sin\varphi_0 - \sin\delta \cos\varphi_0) + \\ &+ F_{y_0} \cos\theta \sin\varphi_0 - F_{z_0} (\cos\delta \cos\varphi_0 + \\ &+ \sin\delta \sin\theta \sin\varphi_0). \quad (5) \end{aligned}$$

Все векторы \mathbf{F}_k , вычисленные в местных декартовых системах координат, приводятся к ос-

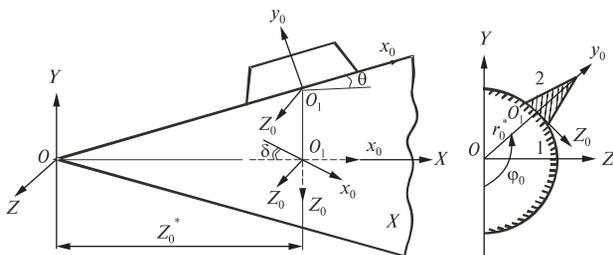


Рис. 3. Используемые системы координат: 1 – корпус ракеты, 2 – орган управления и стабилизации, OXYZ – основная декартова система координат, Ozrφ – цилиндрическая система координат, O1x0y0z0 – местная декартова система координат, связанная с ОУС

новой декартовой системе координат OXYZ с использованием соотношений (5).

Приведение векторов моментов, заданных в местных декартовых системах координат, к основной декартовой системе координат с началом в точке O осуществляется двумя шагами.

На первом шаге выполняется перенос начала координат из точки O1 в точку O для компонент вектора момента в местной декартовой системе координат X1, Y1, Z1 по формуле

$$\mathbf{M}_O = \mathbf{M}_{O1} + \mathbf{F} \times \mathbf{R}, \quad (6)$$

где

$$\mathbf{R} = \{X_1, Y_1, Z_1\} = \{z_0^*, -B \cos \varphi_0, B \sin \varphi_0\},$$

$$\mathbf{M}_O = \{m_x, m_y, m_z\}, \mathbf{M}_{O1} = \{m_{x0}, m_{y0}, m_{z0}\}.$$

Затем вектор \mathbf{M}_O перепроектируется по формулам (5), в которых вместо вектора \mathbf{F} используется вектор \mathbf{M} .

**ПРОГРАММА
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА РАКЕТЫ
С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ**

Для численного расчета аэрогазодинамических параметров ракеты на сверхзвуковых скоростях полета создана программа ADX_PH, предназначенная для определения газодинамических параметров в поле потока и суммарных аэродинамических сил и моментов, действующих в сверхзвуковом потоке газа на ракету с ОУС. В этой программе стандартно заведена возможность проведения расчетов обтекания сферически закругленных тел совершенным газом с числами Маха набегающего потока $M_\infty > 2$ или равновес-

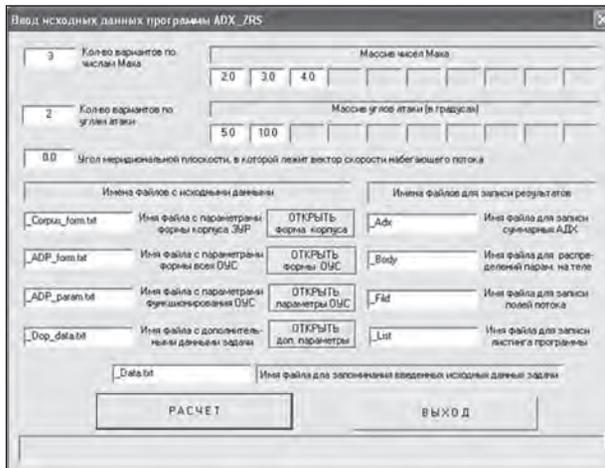


Рис. 4. Окно задания исходных данных задачи

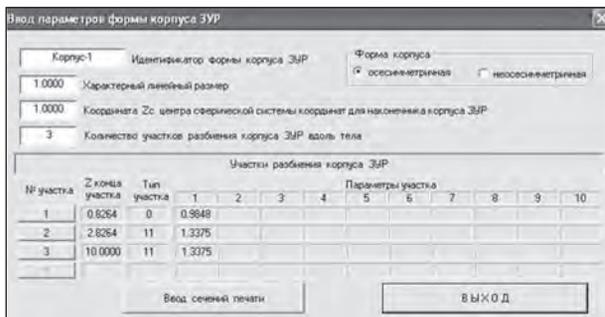


Рис. 5. Окно задания формы корпуса ракеты

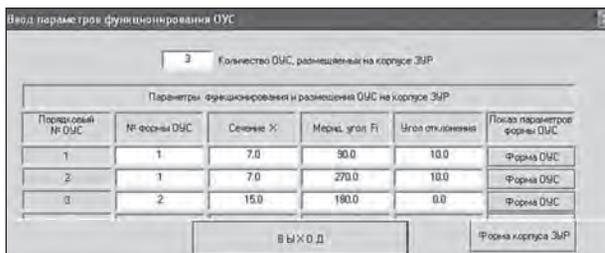


Рис. 6. Окно задания параметров функционирования органов управления и стабилизации

но диссоциирующим воздухом для высот полета $H = 10, 30$ и 60 км и скоростей набегающего потока $V = 3, 4, 5, 6, 7.5, 10$ км/с.

Маршевый расчет сверхзвукового обтекания боковой поверхности ракеты в программе ADX_PH осуществляется по маршевым конечно-разностным схемам [1, 8, 9]. Для расчета аэрогазодинамических параметров ракеты с ОУС может

использоваться как многозональный метод, так и метод локального взаимодействия. Расчет с использованием многозонального метода позволяет учесть интерференцию корпуса ракеты со всеми ОУС. При расчете по методу локального взаимодействия интерференция не учитывается, но можно рассчитать силовое воздействие набегающего потока на ОУС при углах отклонения рулей, больших 10° .

При запуске программы ADX_PH на счет используется режим интерактивного диалогового ввода исходных данных задачи в окнах с полями ввода данных различного вида. Пользователь имеет возможность сформировать весь набор исходных данных задачи, используя переходы между окнами ввода данных. Набор окон ввода данных создан по функциональному признаку для обеспечения ввода параметров набегающего потока, параметров формы корпуса ракеты, параметров функционирования ОУС, параметров формы ОУС, параметров режима расчета и выдачи результатов. На рис. 4 показано окно, в котором задаются основные исходные данные задачи.

Форма корпуса ракеты задается в виде двух составляющих — наконечника и боковой поверхности. Для задания формы боковой поверхности используется разбиение тела на участки вдоль его оси. Окно задания формы корпуса ракеты показано на рис. 5.

Управление режимом диалога в окне «ввод параметров формы корпуса ракеты» осуществляется с помощью кнопок с номерами 1, 2, 3 и т. д., после нажатия на которые происходит переход к вводу данных для соответствующего участка поверхности тела.

Параметры функционирования ОУС задаются в окне, приведенном на рис. 6.

Задание геометрических параметров формы ОУС осуществляется ссылкой на номер формы ОУС из введенного набора форм, что позволяет исключить повторный ввод параметров формы для ОУС одинаковой формы, но с различным размещением на корпусе ракеты. Универсальность предлагаемого способа задания условий функционирования ОУС состоит в том, что ОУС могут размещаться на корпусе ракеты произ-



а



б

Рис. 7. Окно задания набора форм (а) и параметров формы органов управления и стабилизации (б)

вольным образом и отличаться как формой, так и условиями их функционирования.

Рис. 7 иллюстрирует способы задания плоских форм ОУС, которые отличаются формой в плане.

Результаты расчетов по программе записываются в нескольких файлах, которые обрабатываются сервисной программой «GR_Line» [15], позволяющей строить графики функциональных зависимостей и распределения параметров в поле потока в виде полей изолиний.

РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ДЛЯ НЕВЯЗКОГО ТЕЧЕНИЯ ГАЗА

Применение разработанной методики расчета в приближении невязкого газа иллюстрируют приведенные ниже результаты тестовых расчетов,

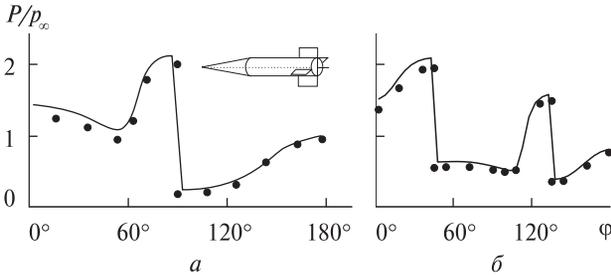


Рис. 8. Сравнение распределений давления на поверхности оперенного тела: а — «+»-образные оперение, б — «X»-образное оперение



Рис. 9. Оперативно-тактическая ракета «Гром» [https://www.dpo.ua/ukr/war/ukrayina-rozroblyae-raketniy-kompleks-zdatniy-vrazhatisili-01092016113000]

полученных численным интегрированием уравнений Эйлера.

Для расчета сверхзвукового поля потока в характерной области используется система уравнений газовой динамики, записанная в цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$ с осью z , направленной вдоль оси корпуса ракеты, в виде

$$\frac{\partial \bar{A}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial r} + \frac{\partial \bar{W}}{\partial \varphi} + \bar{H} = 0, \quad (7)$$

где

$$\bar{A} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho u v \\ \rho u w \end{Bmatrix}, \quad \bar{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + P \\ \rho v w \end{Bmatrix},$$

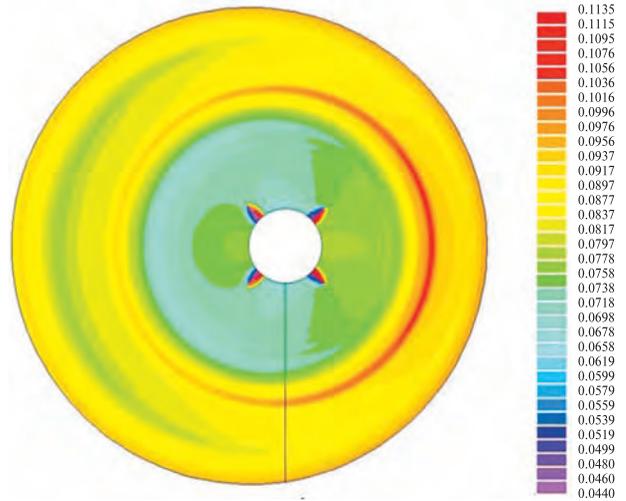


Рис. 10. Поля изобар для «X»-образной компоновки в поперечном сечении $Z = \text{const}$ для угла скольжения $\beta = 90^\circ$

$$\bar{W} = \frac{1}{r} \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + P \end{Bmatrix}, \quad \bar{H} = \frac{\rho}{r} \begin{Bmatrix} v \\ u v \\ v^2 - w^2 \\ 2 v w \end{Bmatrix};$$

u, v, w — компоненты вектора скорости \mathbf{V} в проекции на координатные направления z, r, φ соответственно, P — давление, ρ — плотность.

Система уравнений (7) дополняется уравнением Бернулли и уравнением состояния

$$h + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} = H_\infty, \quad (8)$$

$$h = ZZ(P, h) \cdot \frac{P}{\rho},$$

где h — удельная статическая энтальпия, $H_\infty = h_\infty + V_\infty^2/2$ — полная энтальпия в единице объема, ZZ — функция термодинамического состояния.

На поверхности тела $r = B(z, \varphi)$ задается условие непротекания $\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}_B = 0$, где \mathbf{n}_B — единичный вектор внешней нормали к поверхности тела.

Фронт головной ударной волны $r = S(z, \varphi)$ выделяется в процессе расчета явным образом и на нем задаются условия Ренкина — Гюгоньо. Положение фронта головной ударной волны на новом слое вычисляется в процессе маршевого расчета по формуле

$$S(z^{n+1}, \varphi) = S(z^n, \varphi) + \Delta z \cdot S'_z(z^n, \varphi), \quad (9)$$

где $\Delta z = z^{n+1} - z^n$ — маршевый шаг, S'_z — тангенс угла наклона скачка к оси Oz .

Численное интегрирование системы уравнений (7) осуществляется явным образом в цилиндрической системе координат шагами вниз по потоку вдоль оси тела с использованием одной из конечно-разностных схем: Годунова [7], Колгана [8] или Родионова [9]. Расчетная сетка в поперечном сечении $z^n = \text{const}$ вводится следующим образом. Сначала расчетная область разбивается меридиональными плоскостями $\varphi_i = (i-1)\Delta\varphi$ ($i = 1, \dots, N_\varphi$, где $\Delta\varphi$ — шаг разбиения по φ). Вдоль лучей $\varphi = \varphi_i$ вводятся узлы разбиения $r_j = B_i + (j-1) \cdot \Delta r$ ($j = 1, \dots, N_r$, где $\Delta r = (S_i - B_i)/(N_r - 1)$ — шаг разбиения по r , $B_i = B(z^n, \varphi_i)$ и $S_i = S(z^n, \varphi_i)$). Параметры потока задаются в центрах ячеек расчетной сетки.

Тестовые результаты расчетов распределенных и суммарных АДХ при сверхзвуковом обтекании с числом Маха $M_\infty = 3$ при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ заостренного тела вращения с оперением хорошо согласуются с результатами расчетов [10].

На рис. 8 приведены распределения давления на поверхности корпуса оперенного тела с «+»- и «X»-образным оперением в поперечном сечении $z = 4.5$, точки соответствуют результатам работы [10].

По созданной программе были проведены расчеты аэродинамических характеристик оперативно-тактической ракеты «Гром» (рис. 9) при $M_\infty = 3$, результаты которых согласуются с экспериментальными данными, представленными ГП «КБ «Южное».

На рис. 10 показаны поля изобар для «X»-образной компоновки в поперечном сечении $Z = \text{const}$, полученные при расчете течения с углом скольжения $\beta = 90^\circ$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С использованием предложенных многозонального метода и метода локального взаимодействия разработаны алгоритмы расчета и сформулированы методические положения создания программного обеспечения для расчета сверхзвукового обтекания ракет с органами управления и стаби-

лизации при произвольном их расположении на корпусе ракеты.

Дано описание программы, в которой реализованы алгоритмы расчета на основе явных маршевых конечно-разностных схем Годунова, Колгана и Родионова. Эта программа позволяет проводить оперативные параметрические расчеты полей течений при разных числах Маха, углах атаки и скольжения с формированием таблиц суммарных аэродинамических характеристик для компоновки ракеты, корпуса и каждого рулевого органа в отдельности.

Достоинством программы является простота процедуры включения в компоновку ракеты органов управления и стабилизации и возможность интерактивного ввода исходных данных задачи. Типичные затраты времени процессора ПЭВМ типа «Pentium CPU 2.5 ГГц» на расчет одного варианта составляют от 5 до 10 мин в зависимости от применяемой конечно-разностной схемы, определяемой значениями углов атаки и скольжения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Водлоу А. Б., Соломон Дж. М., Балтакис Ф. П. Расчет сверхзвуковых невязких течений около тел типа оперенных снарядов // Ракетная техника и космонавтика. — 1981. — 19, № 9. — С. 83–93.
2. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Расчет сверхзвукового обтекания биеллиптического тела с крыльями // Уч. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. — 1978. — 9, № 6. — С. 48–55.
3. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Численное исследование сверхзвукового потока около несущего тела с крыльями // Космич. исслед. на Украине. — 1981. — С. 89–92.
4. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1985. — С. 77–81.
5. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: Сб. докл. школы-семинара ЦАГИ. — 30.01–4.02.1990. — часть II. — ЦАГИ, 1992. — С. 116–131.
6. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Проблемы создания научно-методического обеспечения расчета аэродинамики ракет-носителей // Космическая наука и технологии. — 1998. — 4, № 2/3. — С. 64–72.

7. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. — М.: Наука, 1976. — 400 с.
 8. Колган В. П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечно-разностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Уч. зап. ЦАГИ. — 1972. — 3, № 6. — С. 68—77.
 9. Родионов А. В. Монотонная схема второго порядка аппроксимации для сквозного расчета неравновесных течений // Журн. вычисл. матем. и матем. физ. — 1987. — 27, № 4. — С. 565—593.
 10. Розин А. В. Исследование обтекания оперенного тела сверхзвуковым потоком газа // Аэродинамика входа тел в атмосферу планет. — М.: Изд-во МГУ, 1983. — С. 17—23.
 11. Тимошенко В. И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. — Киев: Наук. думка, 1987. — 187 с.
 12. Тимошенко В. И. Компьютерное моделирование процессов гипер- и сверхзвуковой аэрогазодинамики летательных аппаратов // Аэродинамика: проблемы и перспективы: Сб. ст. — Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т «Харьков. авиац. ин-т», 2004. — С. 158—175.
 13. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Оперативный расчет пространственного сверхзвукового обтекания тел, близких к осесимметричным // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. — 1991. — № 4. — С. 22—26.
 14. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Белоцерковец И. С. Проблемы математического моделирования процессов аэрогазодинамики ракет-носителей // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Механіка. — 1998 — 1, вип. 1. — С. 100—115.
 15. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Белоцерковец И. С., Загний В. В. Имитационное моделирование процессов аэрогазодинамики ракет-носителей и выбор проектных параметров // Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы: Тр. 2-й междунар. конф. (18—21 ноября 2003 г.). — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. — Ч. I. — С. 169—178.
- Стаття надійшла до редакції 21.09.17*
- REFERENCES
1. Wodlou A. B., Solomon Dj. M., Baltakis F. P. Calculation of supersonic inviscid flows near the bodies of type of finned missiles. *AIAA J.*, 19 (N 9), 83—93 (1981).
 2. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Calculation of the supersonic flowing around of bielliptic body with wings. *Scientific messages of TSAGi*, 9 (N 6), 48—55 (1978).
 3. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Numerical research of supersonic stream near a bearing body with wings. *Space researches on Ukraine*, 89—92 (1981).
 4. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Results of numeral research of the supersonic flowing around of bodies with the wings of variable-swept. Applied questions of aerodynamics of aircrafts, 77—81 (Naukova Dumka, Kyiv, 1985).
 5. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Results of numeral research of the supersonic flow around of bodies with the wings of variable-swept. Aerothermodynamics of the aerospace systems. Collection of Lectures of School-seminar of TSAGi., Part II, 116—131 (TSAGi, 1992). — 30.01-4.02.1990.
 6. Galinsky V. P., Timoshenko V. I. Problems in developing scientific methods for calculating aerodynamic parameters of boost vehicles. *Space science and technology*, 4 (N 2/3), 64—72 (1998).
 7. Godunov S. K., Zabrodin A. V., Ivanov M. Ja., et al. Numerical decision of multidimensional of gas dynamics tasks, 400 p. (Science, M., 1976).
 8. Kolgan V. P. Application of principle of minimum values of derivative to the construction certainly — difference schemes for the calculation of break decisions of gas dynamics. *Scientific messages of TSAGi*, 3 (N 6), 68—77 (1972).
 9. Rodionov A. V. Monotonous schemes the second order to approximation for the through calculation of non-equilibrium flows. *J. comp. math. and math. phys.*, 27 (N 4), 565—593 (1987).
 10. Rozin A. V. Research of flowing around of finned body the supersonic stream of gas. Aerodynamics of entrance of bodies in the atmosphere of planets, 17—23 (Publishing house MSU, M., 1983).
 11. Timoshenko V. I. Supersonic flow of viscous gas, 187 p. (Naukova Dumka, K., 1987).
 12. Timoshenko V. I. Computer simulation of Hyper- and supersonic aerogasdynamics flying vehicles. Aerodynamics: Problems and Perspective. Collection of articles, 158—175 (National Aerocom. University «Kharkiv. aviation. in-t», Kharkov, 2004).
 13. Timoshenko V. I., Galinsky V. P. Operative calculation of the spatial supersonic flowing around of bodies near to axisymmetrical. *News of Institutions of Higher Learning. Aerotechics*, N 4, 22—26 (1991).
 14. Timoshenko V. I., Galinsky V. P., Bilotserkovets I. S. Problems of mathematical design of processes of aerogasdynamics of boost vehicle. *Announcer of the Dnepropetrovsk university. Mechanics*, 1 (N 1), 100—115 (1998).
 15. Timoshenko V. I., Galinsky V. P., Bilotserkovets I. S., Zagniy V. V. Imitation design of processes of aero-gasdynamics of boost vehicles and choice of project parameters. Space-rocket Technique: Fundamental and Applied Problems: Labours of 2-nd international conference (18—21 November 2003 year), Part I, p. 169—178 (Publishing house MSTU name N. E. Bauman, M., 2005).

Received 21.09.17

В. І. Тимошенко, В. П. Галинський

Інститут технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ
НАЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ,
ОСНАЩЕНИХ ТОНКИМИ ОРГАНАМИ
КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ

Дається опис розробленого програмно-методичного забезпечення, яке може бути використане при проведенні оперативних проектних розрахунків надзвукового обтікання ракет-носіїв, оснащених тонкими органами керування і стабілізації.

Ключові слова: ракета-носій, тонкі органи управління і стабілізації, надзвукове обтікання, аеродинамічні характеристики, рівняння газової динаміки, маршовий

багатозональний метод, метод локальної взаємодії, явні кінцево-різницеві схеми.

V. I. Tymoshenko, V. P. Galinsky

Institute of Technical Mechanics
of the National Academy of Sciences of Ukraine
and State Space Agency of Ukraine, Dnipro

NUMERICAL SIMULATION OF A SUPERSONIC
FLOW AROUND FINNED BOOST VEHICLES

The description of the developed software that can be used for operative project calculations of the supersonic flow around finned boost vehicles is given.

Keywords: boost vehicle, thin panel, supersonic flow, aerodynamics, gas dynamic equations, march multizone method, local interaction method, explicit finite difference schemes.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.044>

УДК 629.12

В. Н. Маслей, А. С. Кулик

Государственное предприятие

«Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Описываются три метода проектирования изделий из полимерных композиционных материалов, применяемых при разработке размеростабильных конструкций космического назначения. Аналитический метод проектирования используется без применения специализированного программного обеспечения и позволяет на проектном этапе спрогнозировать прочностные и жесткостные характеристики конструкции. Метод расчета интегральных характеристик материала построен на базе программы ANSYS и позволяет вычислять приведенные характеристики конструкции. Физико-механические характеристики, рассчитанные с помощью этого метода, далее служат исходными данными для прочностных расчетов конструкций. Третий метод основан на использовании современного программного обеспечения, например модуля программы ANSYS Composite PrepPost. Он позволяет проектировать изделия из слоистых композиционных материалов, задавая схему армирования и тут же включать ее в прочностной расчет. Данный программный модуль позволяет также рассчитывать приведенные физико-механические характеристики материала и моделировать весь процесс создания конструкции.

Ключевые слова: метод ANSYS, полимерные композиционные материалы, программа Composite PrepPost, космическая индустрия.

ВВЕДЕНИЕ

С развитием ракетно-космической техники значительно ужесточаются технические требования, предъявляемые к конструкциям космических аппаратов. Все чаще появляется необходимость использования полимерных композиционных материалов (ПКМ), без которых создание размеростабильных конструкций с минимальной массой, соответствующих современному уровню развития ракетно-космической техники, практически невозможно. Но вместе с тем появляется и ряд трудностей, связанных с особенностями физико-механических свойств ПКМ, а именно из-за их ярко выраженной анизотропии [1].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Процесс проектирования изделий из композиционных материалов отличается от проектирования изделий из традиционных для ракетно-космической техники материалов. Необходимо учитывать больше параметров, чтобы максимально эффективно использовать материал в конкретном случае. Есть множество подходов к проектированию изделий из композиционных материалов, каждый из которых применяется исходя из заданных условий, сроков выполнения проекта и т. д.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

В работе рассматриваются три основных метода проектирования изделий из композиционных материалов: аналитический, метод расчета ин-

© В. Н. МАСЛЕЙ, А. С. КУЛИК, 2017

тегральных характеристик [2] и метод, использующий специализированное программное обеспечение для расчета изделий из композиционных материалов.

1. *Аналитический метод* не требует применения специального программного обеспечения. Одним из примеров использования аналитического метода является проектирование терморазмеростабильной оболочечной конструкции, изготовленной из углепластика (рис. 1). Для расчета температурной деформации оболочечная конструкция, согласно ее геометрии, разбивается на части.

Для каждой части выбирается схема армирования по известным физико-механическим свойствам, в частности по коэффициенту температурного расширения (КТР), нормальному и сдвиговому модулям упругости и т. п.

Для каждой части конструкции определяется суммарный КТР углепластика. Для определения значения КТР, как и для выбора схемы армирования, используются расчетные характеристики, которые могут быть уточнены в дальнейшем экспериментально. Суммарный КТР участка конструкции с утолщением определяется по правилу смесей [3]:

$$\alpha_{\text{ты}} = \alpha_{\text{т}} + (\alpha_{\text{у}} - \alpha_{\text{т}}) \frac{E_{\text{у}} \delta_{\text{у}}}{E_{\text{т}} \delta_{\text{т}} + E_{\text{у}} \delta_{\text{у}}},$$

где $E_{\text{у}}$, $E_{\text{т}}$ — модули продольной упругости утолщений и обечайки, $\delta_{\text{у}}$, $\delta_{\text{т}}$ — их толщины соответственно, $\alpha_{\text{у}}$, $\alpha_{\text{т}}$ — их коэффициенты температурного расширения соответственно.

Коэффициент температурного расширения участков с диафрагмами определяется аналогично (по правилу смесей):

$$\alpha_{\text{ид}} = \alpha_{\text{т}} + (\alpha_{\text{д}} - \alpha_{\text{т}}) \frac{E_{\text{д}} \delta_{\text{д}}}{E_{\text{т}} \delta_{\text{т}} + E_{\text{д}} \delta_{\text{д}}},$$

где $E_{\text{д}}$, $E_{\text{т}}$ — модули продольной упругости диафрагм и обечайки, $\delta_{\text{д}}$, $\delta_{\text{т}}$ — их толщины соответственно, $\alpha_{\text{д}}$, $\alpha_{\text{т}}$ — их коэффициенты температурного расширения соответственно.

В конструкции, рассмотренной здесь, схема армирования утолщений такая же, как и схема армирования обечайки для предотвращения местного коробления. Это упрощает расчет, поскольку



Рис. 1. Несущая конструкция прибора полезной нагрузки космического аппарата

ку оболочка с утолщением рассчитывается как оболочка увеличенной толщины.

Суммарная температурная деформация углепластиковой части конструкции вычисляется по формуле

$$\Delta l = \sum l_i \alpha_i \Delta t,$$

где l_i — длины составляющих частей — утолщений, обечайки под диафрагмы, самой обечайки. Если полученный результат не удовлетворяет предъявленным требованиям, то расчет повторяется с изменением входных параметров до получения приемлемых результатов.

Расчет конструкции на прочность проводится для двух случаев нагружения на устойчивость и на сдвиг:

- критическая сила потери устойчивости при сжатии цилиндрической оболочки равна

$$T_{\text{кр}} = 2\pi k E \delta^2,$$

где k — коэффициент, учитывающий характер закрепления конструкции, E — модуль упругости материала, δ — толщина стенки оболочки;

- критическая сила потери устойчивости при сдвиге цилиндрической оболочки равна

$$Q_{\text{кр}} = \pi R \delta E \sqrt{0.58 \frac{R}{l} \left(\frac{\delta}{R} \right)^{5/2}},$$

где R — радиус оболочечной конструкции.

Аналитический метод расчета сверхлегких панелей солнечных батарей детально рассмотрен в работе [4], а для расчета конструкций, изготовленных из композиционных материалов, был проверен испытаниями как на образцах, так и на реальных конструкциях [5].

2. *Второй метод* — метод расчета интегральных характеристик полимерных композиционных материалов, позволяет рассчитать приведенные физико-механические характеристики с даль-

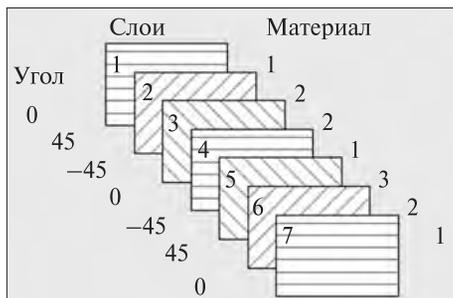


Рис. 2. Пример схемы расположения слоев в углепластике [2]

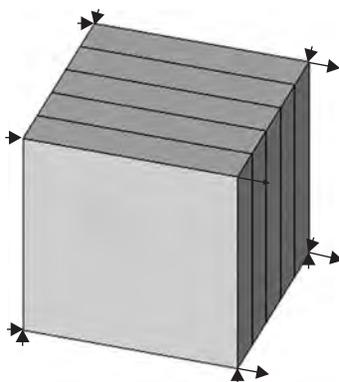


Рис. 3. Схема нагружения элемента [2]

нейшим включением полученных результатов расчет прочности.

Для расчета механических и физических характеристик многослойных (рис. 2) углепластиковых деталей можно использовать специально созданную программу [2]. Эта программа вычисляет характеристики углепластика с учетом схемы армирования и характеристик монослоя материала.

Интегральные характеристики рассчитываются с применением программного комплекса ANSYS на основе многослойного конечного элемента SOLID185 в форме куба с соответствующими направлениями слоев и процентным отношением слоев различной ориентации [2]. Вычисляются следующие интегральные ортотропные характеристики многослойного композиционного материала:

- модули продольной упругости,
- модули сдвига,
- коэффициенты Пуассона,
- коэффициенты температурного расширения.

При расчете модулей упругости и коэффициентов Пуассона элемент растягивается поочередно в трех взаимно перпендикулярных направлениях.



Рис. 4. Свойства материалов для использования (ANSYS Composite PrepPost User's Guide)

Схема нагружения элемента в одном из направлений приведена на рис. 3.

Приведенный модуль упругости рассчитывается по формуле

$$E = \frac{P \cdot L}{\Delta L \cdot F},$$

где P — приложенная нагрузка, L — длина элемента, ΔL — удлинение элемента, F — площадь поперечного сечения элемента, перпендикулярного к направлению приложенной нагрузки.

Приведенный коэффициент Пуассона рассчитывается по формуле

$$\mu = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_1},$$

где ε — относительная поперечная деформация элемента в соответствующем направлении, ε_1 — относительная деформация элемента в направлении приложенной нагрузки.

Для расчета модулей сдвига элемент растягивается поочередно в трех диагональных направлениях.

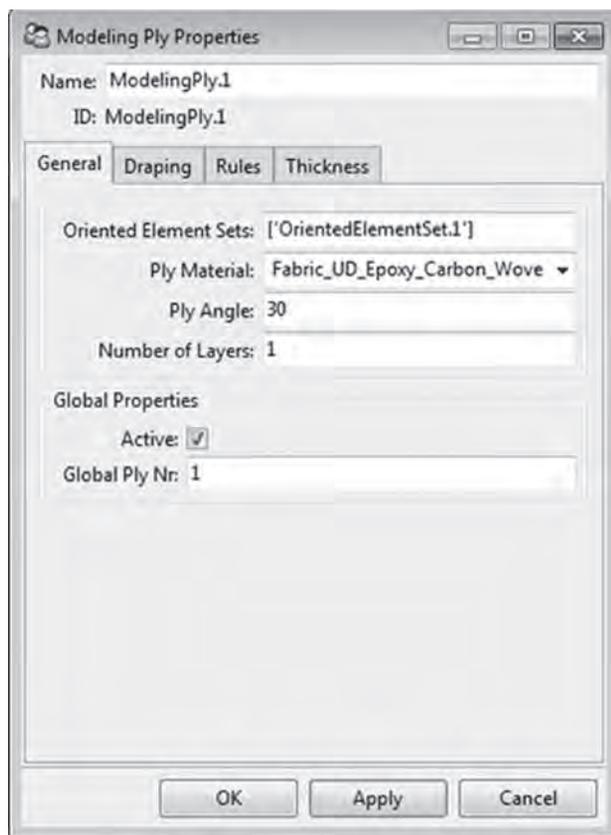


Рис. 5. Моделирование слоя композиционного материала под углом ориентации 30° в модуле Composite PrepPost

Приведенный модуль сдвига рассчитывается по формуле

$$G = \frac{P \cdot (1 + \varepsilon_2 - \varepsilon_3)}{\sqrt{2}a^2(\varepsilon_2 + \varepsilon_3)},$$

где ε_2 — относительная деформация элемента вдоль диагонали растяжения, ε_3 — относительная деформация элемента вдоль диагонали сжатия, a — сторона элемента.

Для расчета коэффициента температурного линейного расширения элемент подвергается действию на него некоторой температуры t .

Приведенный коэффициент температурного линейного расширения рассчитывается по формуле

$$\alpha = \frac{L - L_0}{L_0 t},$$

где L — длина элемента после нагрева, L_0 — начальная длина элемента [2].

3. Третий метод основан на использовании программного модуля ANSYS Composite PrepPost. Он

позволяет проводить прочностной расчет многослойных деталей, создавая их максимально приближенно к реальному композиционному материалу. Данный модуль учитывает слоистость материала и его поведение при нагружении, что позволяет не только рассчитать приведенные характеристики материала, а и спрогнозировать расслоение, коробление и напряжения в пределах каждого слоя.

Для прочностных расчетов композиционных материалов с использованием данного модуля необходимо ввести дополнительные, по сравнению с модулем ANSYS Workbench, параметры материала, показанные на рис. 4.

Геометрия изделия задается с помощью поверхности, на которую укладываются слои согласно заданной схеме армирования. Необходимо только задать для каждого слоя материал, толщину и угол ориентации (рис. 5). Таким образом, выкладкой слоев формируются пакеты и набирается толщина детали.

ВЫВОДЫ

Рассмотренные в данной статье методы проектирования изделий из композиционных материалов являются актуальными и применяются в нашей практике в настоящее время. Каждый метод обладает конкретными особенностями и подходит для использования при различных стадиях проектирования.

Для проектных расчетов целесообразно использовать аналитический метод, который позволяет на этом этапе рассчитать прочность конструкции. Метод расчета интегральных характеристик применяется для уточненных прочностных расчетов как с использованием аналитического метода, так и для расчетов с помощью специального программного обеспечения. Метод проектирования конструкций с использованием программного пакета ANSYS Composite PrepPost представляет собой сложный программный комплекс, позволяющий моделировать изделие из композиционного материала с учетом особенностей его поведения при нагружении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Джур О. С., Кучма Л. Д., Манько Т. А. та ін. Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці. — Київ: Вища освіта, 2003. — 399 с.

2. Кореннов Ю. А., Шовкопляс Ю. А., Шудро А. П. Расчет интегральных характеристик многослойных композиционных // Сб. тез. 16 Укр. конф. по космич. ис-след. — Одесса, 2016. — С. 109.
3. Кулик А. С., Добрушина М. Г., Кавун В. В. и др. Проектирование размеростабильных оболочечных конструкций из композиционных материалов // Мех. гироскопических систем. — 2016. — № 31. — С. 115—120.
4. Шудро А. П., Добрушина М. Г., Кулик А. С. Сверхлегкие панели солнечных батарей // Космич. техн. Ракет. вооруж. — 2015. — Вып. 2(109). — С. 46—55.
5. Kulyk A., Masley V., Moskalov S., et al. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material // 67-th International Astronautical Congress 2016 — Guadalajara, Mexico — IAC-16.C2.2.2

Стаття надійшла до редакції 01.11.17

REFERENCES

1. Dzjur O. E., Kuchma L. D., Man'ko T. A. *in*. Polimerni kompozicijni materiali v raketno-kosmichnij tehnici, 399 s. (Vishha osvita, Kii, 2003).
2. Korennov Ju. A., Shovkopljias Ju. A., Shhudro A. P. Raschet integral'nyh harakteristik mnogoslojnyh kompozicionnyh. Sb. tez. 16 Ukr. konf. po kosmich. issled., Odessa, S. 109 (2016).
3. Kulik A. S., Dobrushina M. G., Kavun V. V. i dr. Proektirovanie razmerostabil'nyh obolochecnyh konstrukcij iz kompozicionnyh materialov. *Meh. giroskopicheskikh sistem*, N 31, 115—120 (2016).
4. Shhudro A. P., Dobrushina M. G., Kulik A. S. Sverhlegkie paneli solnechnykh batarej. *Kosmich. tehn. Raket. vooruzh.*, Вып. 2 (109), 46—55 (2015).
5. Kulyk A., Masley V., Moskalov S., et al. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material. *67-th International Astronautical Congress 2016* — Guadalajara, Mexico — IAC-16.C2.2.2

Received 01.11.17

В. Н. Маслей, А. С. Кулик

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

МЕТОДИ ПРОЕКТУВАННЯ ВИРОБІВ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Аналізуються методи проектування виробів з полімерних композиційних матеріалів, які використовуються при розробці розміростабільних конструкцій космічного

призначення. Аналітичний метод проектування без використання спеціалізованого програмного забезпечення дозволяє на проектному етапі спрогнозувати характеристики міцності конструкції. Метод розрахунку інтегральних характеристик матеріалу, побудований на базі програми ANSYS, дозволяє розраховувати приведені характеристики матеріалу. Фізико-механічні характеристики, розраховані за допомогою цього методу, слугують вихідними даними як для розрахунку міцності конструкції за допомогою аналітичного методу, так і за допомогою програмного забезпечення. Використання сучасного програмного забезпечення, наприклад модуля програми ANSYS Composite PrepPost, дозволяє проектувати вироби із багат шарових композиційних матеріалів, включаючи схему армування зразу в розрахунок міцності. Цей програмний модуль дозволяє також розраховувати приведені фізико-механічні характеристики матеріалу і моделювати процес створення конструкції в цілому.

Ключові слова: метод ANSYS, полімерні композиційні матеріали, програма Composite PrepPost, космічна індустрія.

V. N. Masley, A. S. Kulyk

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

METHODS OF MANUFACTURING THE PRODUCTS FROM COMPOSITE MATERIALS

We review methods of manufacturing the products from composite materials, which are using for making the dimensionally stable structures for space industry. Namely, we focus our analysis on the three main methods. The first of them, the analytical design method, allows approximate calculating the required physical-mechanical characteristics of products at the design stage without application of a special software. The second method, we consider, gives integral material's characteristics. The third method is based on the ANSYS software and allows calculating the composite material's characteristics depending on the composite material layup schedule. Physics-mechanical parameters that are determined by means of this method may be used as the initial data for a structure analysis with the use of both the analytical design method and the special software, for example, Composite PrepPost. It is an ANSYS module and allows us to manufacture products made of composite materials while modelling a design process as a whole.

Keywords: ANSYS method, composite materials, Composite PrepPost software, space industry.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.049>

УДК 629.762.2:678.074

М. С. Хорольский

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепро, Украина

О ВЛИЯНИИ РАЗРАБОТОК В ОБЛАСТИ ЭЛАСТОМЕРОВ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ РАЗВИТИЕ ЭКОНОМИКИ И ОБЩЕСТВА

Приведены данные об использовании технологий производства некоторых изделий из различных материалов на основе эластомеров, преимущественно резинотехнических изделий, для объектов ракетно-космической техники и их составных частей, которые стали источником создания новых конструкций объектов и технологий их производства в других отраслях экономики, например в метро-, мосто- та машиностроении.

Ключевые слова: эластомеры, эластомерные материалы, резина, резинотехнические изделия, уплотнитель, ракетно-космическая техника, эластичный опорный шарнир, резиноармированная опорная часть.

В настоящее время почти невозможно найти транспортное средство для перевозки пассажиров и грузов, в котором не использовались бы эластомерные материалы и изделия на их основе, включая резинотехнические изделия (РТИ). Они выполняют различные функции, и классификация их довольно обширная. РТИ используются для герметизации различных рабочих сред в подвижных и неподвижных соединениях, амортизации и смягчения толчков и ударов объектов при их транспортировании, электро-, гидро-, звуко- и виброизоляции, транспортировании материалов и грузов в открытом и закрытом пространстве, мягкой передачи силовых нагрузок и многих других целей.

Очень много РТИ в устройствах различного назначения используется в объектах ракетно-космической техники и их составных частях (РКТСЧ), которые, являясь комплектуемыми изделиями, относятся в основном к изделиям первой катего-

рии [5]. То есть, если в процессе эксплуатации объекта устройство с РТИ теряет работоспособность, гибнет объект по вине такого устройства, как правило, с тяжелыми последствиями.

Учитывая, что эластомерные материалы, в частности резины, с течением времени в определенных условиях вследствие старения [1–3] сравнительно быстро теряют свои основные технические характеристики, то для объектов РКТСЧ очень тщательно отрабатывается рецептура резин и исследуются их технические характеристики в условиях, близких к эксплуатационным. При получении удовлетворительных данных по резине проводятся аналогичные исследования изделия из данной марки резины на различных этапах испытаний. При положительных результатах испытаний РТИ на определенном этапе оно допускается для испытаний последующего этапа. При отрицательных — на основе дефектации, исследований и анализа устанавливаются причины

© М. С. ХОРОЛЬСКИЙ, 2017

отрицательных — результатов и разрабатываются мероприятия по их устранению, включая, при необходимости, разработку или выбор нового материала, конструкции устройства с РТИ, либо того и другого. Процесс этот довольно сложный и трудоемкий, но он неизбежен, потому что от всех комплектующих изделий для объектов РКТСЧ требуется высокая надежность и заданная долговечность.

Если до начала 1970-х гг. на РТИ для объектов РКТСЧ устанавливались гарантийные сроки хранения и эксплуатации до пяти лет, к началу 1980-х гг. — до 10 лет, к началу XXI века — до 15—18 лет, то в настоящее время на основе проведенных разработок и обширных исследований для большинства РТИ могут быть установлены гарантийные сроки хранения и эксплуатации 28—30 лет и более. Очевидно, что если применить новые перспективные эластомерные материалы и исключить или значительно ограничить источники старения резин, можно добиться значительного увеличения гарантийных сроков сохранения резинами своих высоких технических характеристик.

Следует отметить, что РТИ самостоятельного применения не имеют, а обеспечивают работоспособность узлов и агрегатов, находясь в конкретных условиях эксплуатации и подвергаясь допустимому напряженно-деформированному состоянию. Поэтому при разработке РТИ необходимо комплексно учитывать все воздействующие факторы: конструктивные, эксплуатационные, технологические, складские, внешние, включая климатические, и человеческий. Именно такой подход используется в настоящее время при разработке РТИ для объектов РКТСЧ. Благодаря такому подходу за все годы космической эры ни в бывшем Союзе, ни в независимой Украине не было случаев аварийных ситуаций объектов ракетно-космической техники по вине РТИ.

В результате накопленного опыта по созданию РТИ для объектов РКТСЧ многие конверсионные технологии по инициативе автора стали источником создания новых конструкций и технологий в объектах других отраслей экономики.

Так, благодаря созданным новым резинам для РТИ, комплектующих объекты РКТСЧ, автором

были предложены резины вместо свинца для изготовления уплотнителей, обеспечивающих герметизацию обделки из чугунных тубингов при строительстве метрополитена. И хотя на первом этапе у метростроителей были некоторые сомнения в возможности применения резины вместо свинца, после аргументированных доводов было получено согласие на применение резины.

До 1990-х гг. строительство метрополитенов в бывшем Союзе и в Украине осуществлялось из чугунных тубингов, скрепленных между собой болтовыми соединениями. Соединение чугунных тубингов ведется в статических условиях с определенным напряжением. Их герметизация осуществлялась с помощью свинцовых уплотнителей. Но при пуске тоннеля метро в эксплуатацию в результате динамического воздействия пассажирского состава стык частично раскрывался, и между чугунными тубингами образовывался зазор, что приводило к разгерметизации. Свинец пластичный материал, и уплотнитель из него не может восполнить образовавшийся зазор. В отличие от свинца резина является высокоэластичным упругим материалом, поэтому уплотнитель из резины за счет упругой деформации может в определенных пределах восполнить образовавшийся зазор между чугунными тубингами.

Кроме того, пара чугун-свинец в отличие от резины в процессе эксплуатации тоннелей метрополитена подвергается электрохимической коррозии под воздействием электромагнитного поля, что приводит к разрушению уплотнительных поверхностей чугунного тубинга и свинцового уплотнителя. Поэтому для уплотнителей из резины необходимо выбирать такой эластомер, резины на основе которого будут стойкими в условиях воздействия кислых или щелочных водных растворов и других эксплуатационных факторов. При соответствующей защите резиновых уплотнителей от старения воздействующих на них факторов такое уплотнительное устройство может надежно обеспечивать заданную работоспособность при условии создания на уплотнительных поверхностях достаточных контактных напряжений с учетом релаксационных процессов в резине.

Целесообразно отметить еще одно очень важное преимущество резины как конструкционного

материала. По сравнению со свинцовым резиновый уплотнитель имеет значительно меньшую жесткость, поэтому обделку тоннелей метрополитена можно изготавливать из более дешевых железобетонных блоков вместо чугунных туннелингов. При этом монтаж резиновых уплотнителей в виде рамок на железобетонные блоки значительно упрощается, так как он осуществляется не в тоннеле, а на поверхности. В тоннель железобетонный блок опускается уже с установленным в посадочное место резиновым уплотнителем, что ускоряет монтаж. В смонтированном состоянии резиновые уплотнители смежных блоков соприкасаются между собой в состоянии заданного напряженно-деформированного состояния, как это показано на рис. 1, обеспечивая необходимую герметичность соединения.

Для обеспечения заданной деформации размеры резинового уплотнителя A_1 и B_1 и посадочного места A'_1 и B'_1 при минимально возможном зазоре S подбираются таким образом, чтобы с учетом точности монтажа (поля допусков) величина деформации сжатия находилась в пределах 18–45 %, а максимальная площадь сечения уплотнителя всегда была меньше минимальной площади сечения посадочного места. В этом случае грунтовые воды давлением P не смогут просочиться через посадочное место. С целью улучшения монтажа и исключения повреждения уплотнителя посадочное место в железобетонном блоке выполнено в виде периметральной канавки, боковые грани которых имеют наклон под определенным углом, как это показано на рис. 1.

Впервые в Украине резиновые уплотнители были применены при строительстве в Киеве наклонного хода станции метро «Печерська», введенной в эксплуатацию в декабре 1997 г. На последующих станциях метро «Дорогожичі», «Житомирська», «Академмістечко», «Сирецька» резиновые уплотнители используются для герметизации железобетонных блоков при прокладке как тоннелей, так и самих станций, обеспечивая необходимую работоспособность.

А вот еще один пример. С целью снижения массы твердотопливной ракеты и повышения энергетической эффективности ее двигательной

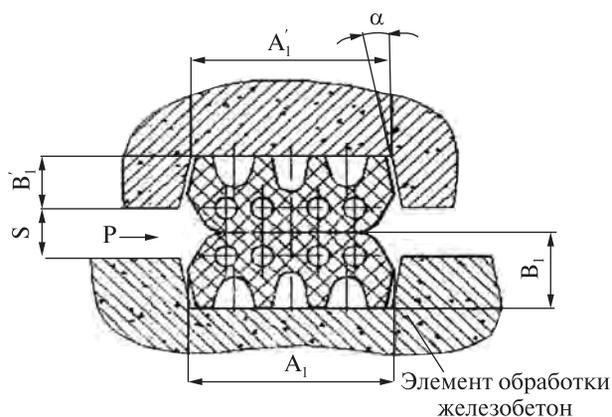


Рис. 1. Схема герметизации железобетонных блоков резиновыми уплотнителями



Рис. 2. Эластичный опорный шарнир для поворотного сопла

установки под руководством автора и с его участием был разработан многослойный резинометаллический эластичный опорный шарнир (см. рис. 2) для обеспечения поворота сопла двигательной установки, обеспечивая тем самым управление ракетой в процессе полета. Это одно из самых сложных и наукоемких резинотехнических изделий известных в мировой практике изделие прошло все необходимые стадии отработки и было применено на твердотопливной ракете 15Ж60 [4], за которое автор этой статьи был удостоен Государственной премии.

Эффективность указанной конструкции и технологии производства заключались в комплексном подходе на всех стадиях отработки, о чем упоминалось ранее. С помощью указанного эластичного опорного шарнира были достигнуты за-



Рис. 3. Натурные образцы резиноармированных опорных частей



Рис. 4. Место установки резиноармированной опорной части

данные характеристики поворота сопла за счет сдвига одного слоя резины относительно другого. Отсюда следует, что резина должна быть достаточно эластичной и иметь высокую прочность связи резины с металлом. Именно эти свойства резины были заимствованы для создания нового типа опорных частей при строительстве мостов.

Проанализировав некоторые особенности обеспечения работоспособности металлических опорных частей моста и их взаимодействие с пролетными строениями, автором была предложена технология обустройства опорных частей мостовых сооружений с применением многослойных резиноармированных опорных частей (РАОЧ) взамен металлических, в которых в качестве армирующих элементов могут применяться тонкослойные плоские металлические пластины (см. рис. 3). Впервые в Украине РАОЧ были применены в 2000 г. при строительстве мостов в Киеве.

Преимущества РАОЧ по сравнению с металлическими очевидны:

1) резина, обладая гистерезисными свойствами, обеспечивает поглощение и рассеивание энергии колебаний, защищая опоры моста от вибрации,

2) РАОЧ благодаря своим характеристикам обеспечивает компенсацию температурно-силовых деформаций при значительно меньших силовых воздействиях без скольжения по опорным поверхностям пролета за счет послойного сдвига резины,

3) РАОЧ обеспечивает компенсацию погрешностей геометрических параметров пролета (в частности коробление), которые с увеличением его габаритов возрастают,

4) РАОЧ может быть изготовлена любых размеров и конструкций (прямоугольные, круглые, составные), которые зависят от нагрузки и конструктивных особенностей пролета. Чем больше длина пролета, тем больше высота РАОЧ, что связано с необходимостью обеспечения компенсации температурно-силовых деформаций пролета за счет деформации сдвига резины без ее разрушения. Возрастание вертикальной нагрузки требует увеличения площади РАОЧ,

5) для обеспечения длительной эксплуатации РАОЧ (не менее 25 лет до замены) вертикальная нагрузка для автодорожных мостов должна быть не более 20 МПа, для железнодорожных — не более 15 МПа,

6) при эксплуатации моста замена РАОЧ, которая не представляет особых сложностей, осуществляется не ранее чем через 25 лет при капитальном ремонте. За время эксплуатации моста просадка РАОЧ составляет не более 3 мм при условии, что для соответствующих условий эксплуатации выбрана резина с высокими техническими характеристиками, а пролет моста правильно смонтирован. Один из вариантов монтажа показан на рис. 4.

В тоже время следует отметить, что надежная работоспособность РАОЧ возможна лишь при качественном изготовлении, соблюдая все требования при выборе резины, конструкции, армирующих элементов и правильности их подготовки, обеспечении технологического процесса изготовления и обработки, также правильной установки в посадочное место. Прочность связи резины с металлом должна быть не менее 4 МПа.

Владельцем и разработчиком нормативной документации под руководством и с участием автора является Государственное предприятие «Украинский научно-исследовательский конструкторско-технологический институт эластомерных материалов и изделий» (ГП УНИКТИ ДИНТЭМ, г. Днепро, ул. Б. Кротова 24а).

С применением РАОЧ, изготовленных ГП УНИКТИ ДИНТЭМ, построены и реконструированы многие автодорожные и железнодорожные мостовые сооружения в различных городах и других регионах Украины, а также национальный стадион «Олимпийский» в Киеве.

Следует обратить внимание на то, что применение РАОЧ позволяет обеспечивать сейсмостойчивость крупных зданий и сооружений путем создания на основе РАОЧ различных амортизационных и виброизоляционных систем.

На основе изделий из резины возможно создавать шумопоглощающие и виброамортизационные системы с одновременным выполнением функций по передаче крутящего момента для транспортных средств. С использованием конверсионных технологий разработаны и внедрены в производство резинометаллические вставки для трамваев Т-3 и КТМ-5, а также крупногабаритные высоконагруженные сайлент-блоки для железнодорожных тележек вагонов, которые показали высокую работоспособность как в Украине, так и за рубежом.

ВЫВОДЫ

В работе показано, как некоторые уникальные разработки изделий на основе эластомерных материалов для объектов ракетно-космической техники и их составных частей послужили источником создания новых конструкций объектов и технологий их производства в интересах других отраслей экономики, решая важнейшие социально-экономические и научно-технические задачи в интересах всего общества.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Большой справочник резинщика. Ч. 1. Каучуки и ингредиенты* / Под ред. С. В. Резниченко, Ю. Л. Морозова. — М.: ООО «Изд. центр «Техинформ» МАИ», 2012. — 744 с.; ил.

2. *Лепетов В. А., Юрцев Л. Н.* Расчеты и конструирование резиновых изделий и технологической оснастки: Учеб. пособ. -4-е изд., перераб. и доп. / Под редакцией Л. Н. Юрцева. — М.: Изд-во «ИСТЕК», 2009. — 420 с.
3. *Овчаров В. И., Бурмистр М. В., Смирнов А. Г. и др.* Свойства резиновых смесей и резин: оценка, регулирование, стабилизация. Науч. Изд. / Под общ. ред. В. И. Овчарова. — М.: ИД «САНТ-ТМ», 2001. — 400 с.
4. *Уткин. Звезды Генерального конструктора* / Под ред. А. В. Дегтярева. — Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2013. — 672 с.
5. *Хорольский М. С.* ДП «УНДКТИ «ДИНТЕМ» — 40 років. Науково-технічні розробки для багатьох галузей економіки // Еластомери: Матеріали, технологія, оброблення, изделия: Матер. 6-й Укр. междунар. научно-техн. конф. — Днепропетровск, 25—29 сентября 2006 г. — С. 19—26.

Стаття надійшла до редакції 21.09.17

REFERENCES

1. *Bol'shoy spravochnik rezinshchika. Ch. 1 Kauchuki i ingredienty* / Pod red. S. V. Reznichenko, Yu. L. Morozova, 744 p. (ООО "Izdatel'skiy tsentr "Tekhinform" MAI", M., 2012). A great reference book of the rubberizer. Part 1: Rubbers and Ingredients / Eds S. V. Reznichenko, Yu. L. Morozova — M.: ООО Publishing Center "Tekhinform "MAI", 744 p. (2012) [in Russian].
2. *Lepetov V. A., Yurtsev L. N.* (2009) Raschety i konstruirovaniye rezinovykh izdeliy i tekhnologicheskoy osnastki: [Calculations and design of rubber products and technological equipment]: Proc. manual for high schools.— 4 th ed. / Ed. by L. N. Yurtseva. Pererab. and additional, 420 p. (ISTEK Publishing House, M., 2009) [in Russian].
3. *Ovcharov V. I., Burmistr M. V. Smirnov A. G., Tyutin V. A., Verbas V. V., Naumenko A. P.* Svoystva rezinovykh smesey i rezin: otsenka, regulirovaniye, stabilizatsiya [Properties of rubber compounds and rubbers: evaluation, regulation, stabilization] / Pod obshch. red. V. I. Ovcharova, 400 s. (Izd. Dom «SANT-TM», M., 2001) [in Russian].
4. *Utkin. Zvezdy General'nogo konstruktora* / Pod obshchey redaktsiyey A.V. Degtyareva. — [Utkin. Stars of the General Designer]. Under the general editorship of A. V. Degtyareva, 672 p. (ART-PRESS, Dnipropetrovsk: 2013) [in Russian].
5. *Khorolskyi M. S.* DP "UNDKTI "DINTEM" — 40 rokov. Naukovo-tekhnichni rozrobky dlya bahat'okh haluzey ekonomiky. SE "URDTI" DINTEM" — 40 years. Scientific and technical developments for many branches of economy. Elastomery: Materialy, tekhnologiya, obroblovaniye, izdeliya» Materialy 6-y Ukrainskoy mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii-Dnepropetrovsk, 25—29 sentyabrya 2006g. Elastomers: Materials, techno-

logy, equipment, products »Materials of the 6th Ukrainian International Scientific and Technical Conference (pp 19-26)-Dnipropetrovsk, September 25—29, 2006[In Ukrainian].

Received 21.09.17

М. С. Хорольський

Дніпровський національний університет
імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

**ПРО ВПЛИВ РОЗРОБОК У ГАЛУЗІ ЕЛАСТОМЕРІВ
ДЛЯ ОБ'ЄКТІВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ
НА СОЦІАЛЬНО-ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗВИТОК
ЕКОНОМІКИ І СУСПІЛЬСТВА**

Наведено дані щодо використання технологій виробництва деяких виробів із різних матеріалів на основі еластомерів, переважно гумотехнічних виробів, для об'єктів ракетно-космічної техніки і їхніх складових частин, що стали джерелом створення нових конструкцій об'єктів і технологій їхнього виробництва в інших галузях економіки, наприклад у метро-, мосто- та машинобудуванні.

Ключові слова: еластомери, еластомерні матеріали, гума, гумотехнічні вироби, ущільнювач, ракетно-космічна техніка, еластичний опорний шарнір, гумоармована опорна частина.

М. S. Khorolskyi

Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine

**IMPACT OF MANUFACTURING OF ELASTOMERS
FOR OBJECTS OF ROCKET AND SPACE
TECHNOLOGY ON THE DEVELOPMENT OF
ECONOMICS AND SOCIETY**

The article deals with the technologies for manufacturing the products from elastomeric materials, mostly rubber technical products, for rocket and space vehicles and their components. We describe that they form the basis for new designs and technologies in other industries, for instance, metro and bridge engineering and machine building.

Keywords: elastomers, elastomeric materials, rubber, rubber products, sealant, rocket and space technology, elastic joint hinge, reinforced rubber bearing parts.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.055>

УДК 535.31; 681.7

В. М. Тягур

Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал», Київ, Україна

ТРИДЗЕРКАЛЬНИЙ АНАСТИГМАТИЧНИЙ ОСЕСИМЕТРИЧНИЙ ОБ'ЄКТИВ З ВИПРАВЛЕНОЮ ДИСТОРСІЄЮ

Представлено результати дослідження властивостей тридзеркального анастигматичного осесиметричного об'єктива. Наведено формули для розрахунку конструктивних параметрів дзеркал і положень фокальної площини та площини проміжного зображення при заданих фокусній відстані об'єктива та відстанях між дзеркалами, при яких в об'єктиві виправлено дисторсію.

Ключові слова: тридзеркальний анастигматичний осесиметричний об'єктив, виправлена дисторсія.

ВСТУП

Ключовим елементом оптико-електронної системи (ОЕС) дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) є об'єктив. Від його характеристик залежить просторова розрізненість всієї системи, а від оптичної схеми об'єктива — його габарити, а отже і вага. Серед відомих систем ДЗЗ з надвисокою просторовою розрізненістю — «Pleiades», «WorldView-2», «Kompsat-3» [<https://directory.eoportal.org/web/eoportal>] та інших, найчастіше використовується довгофокусний тридзеркальний анастигматичний об'єктив Корша. Серед усіх довгофокусних об'єктивів він забезпечує найменші габарити, що є одним із найважливіших критеріїв при виборі схеми об'єктива для застосування в ОЕС ДЗЗ з надвисокою просторовою розрізненістю.

Особливістю систем дистанційного зондування є застосування системи сканування “Push-

broom”, тобто сканування поверхні Землі ПЗЗ-лінійкою за рахунок руху космічного апарата. Тому об'єктиви в таких системах працюють щільним полем зору.

Класична схема тридзеркального анастигматичного об'єктива Корша, яка представлена на рис. 1, складається з головного увігнутого еліптичного дзеркала 1, вторинного гіперболічного опуклого дзеркала 2 і третинного еліптичного увігнутого дзеркала 3. Перше та друге дзеркала утворюють об'єктив Кассегрена, який створює дійсне проміжне зображення за першим дзеркалом. Третє дзеркало формує це зображення зі збільшенням у фокальній площині всього об'єктива і коригує аберації об'єктива Кассегрена. За площиною проміжного зображення у площині вихідної зіниці трьохдзеркального об'єктива під кутом 45° розташоване пласке дзеркало 4, яке розділяє випромінювання, що іде від другого дзеркала до третього, від випромінювання, що іде від третього дзер-

© В. М. ТЯГУР, 2017

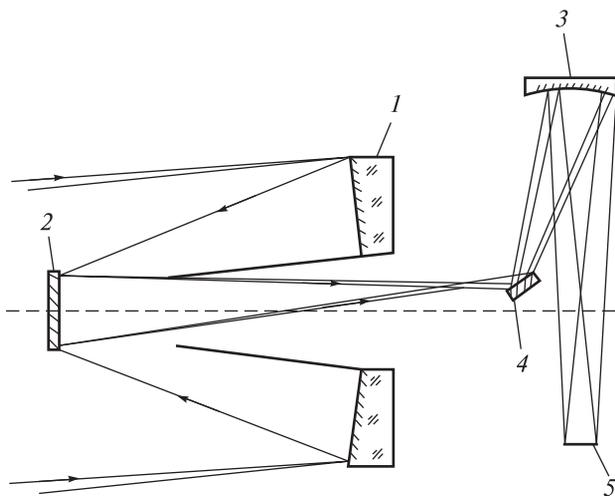


Рис. 1. Анастигматичний об'єктив Корша

кала до фокальної площини об'єктива. Розділення випромінювання можливо за рахунок роботи об'єктива щільним полем зору, яке розташоване під невеликим кутом до оптичної осі [5]. Допоміжне пласке дзеркало дозволяє скоротити габарити об'єктива.

ПОСТАВЛЕННЯ ЗАВДАННЯ

Основною перевагою об'єктива Корша порівняно з іншими типами об'єктивів є те, що завдяки своїй конструкції він має набагато меншу довжину при дифракційній якості зображення. У порівнянні з дзеркальними і дзеркально-лінзовими осесиметричними системами схема об'єктива з проміжним зображенням має ряд переваг: покращується захист фокальної площини від стороннього потрапляння світла і з'являється можливість збільшення поля зору. Еквівалентна фокусна відстань усієї системи дорівнює добутку фокусної відстані об'єктива Кассегрена на збільшення, з яким третинне дзеркало переносить зображення з площини проміжного зображення у фокальну площину всього об'єктива, що дозволяє значно зменшити фокусну відстань дзеркального об'єктива Кассегрена, а отже і його довжину. Недоліком даної системи і всіх тридзеркальних об'єктивів з щільним полем зору є те, що за допомогою трьох асферичних дзеркал звичайно вдається виправити тільки чотири аберації: сферичну аберацию, кому, астигматизм і кривизну поля

зору. Наявна в даних об'єктивах дисторсія, значення якої досягає 2 %, утруднює їхнє застосування в апаратурі дистанційного зондування Землі, в якій вимагається одержання якісного зображення без спотворення. Можливість виправлення дисторсії програмними методами потребує паспортизувати велику кількість точок поля зору, з похибкою в долях кутових секунд, що є непростою задачею. Крім того, для зменшення габаритів третє позаосьове дзеркало розташовують під кутом 90° до оптичної осі першого і другого дзеркал, що значно ускладнює юстування всього об'єктива.

Метою дослідження було усунути ці недоліки і визначити залежність конструктивних параметрів об'єктива для отримання осесиметричної схеми тридзеркального об'єктива з усіма виправленими аберациями.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

При виборі схеми об'єктива було розглянуто область рішень об'єктива, його коригувальні можливості і можливість реалізації конструкції для різних областей рішень. У тридзеркального об'єктива є дев'ять конструктивних параметрів (три радіуси дзеркал, три конічні сталі дзеркал, відстань між головним і вторинним дзеркалами, відстань між вторинним і третинним дзеркалами і відстань від третинного дзеркала до фокальної площини), за допомогою яких можна змінювати фокусну відстань об'єктива і коригувати аберації. Для дослідження області рішень об'єктива і розрахунку сум Зейделя для абераций третього порядку було розглянуто хід першого (рис. 2) і другого (рис. 3) нульових променів у об'єктиві.

Вихідними даними для габаритного розрахунку об'єктива є: фокусна відстань об'єктива f'_0 (від'ємне значення); коефіцієнт екранування K (відношення висоти першого нульового променя на вторинному дзеркалі до висоти цього променя на головному дзеркалі); відстань між головним і вторинним дзеркалами d_1 ; відстань між вторинним і третинним дзеркалами d_2 ; положення площини проміжного зображення S'_{1-2} , яка задається коефіцієнтом a по відношенню до відстані d_1 , і положення фокальної площини об'єктива S'_0 . Положення апертурної діафрагми було обрано на головному дзеркалі.

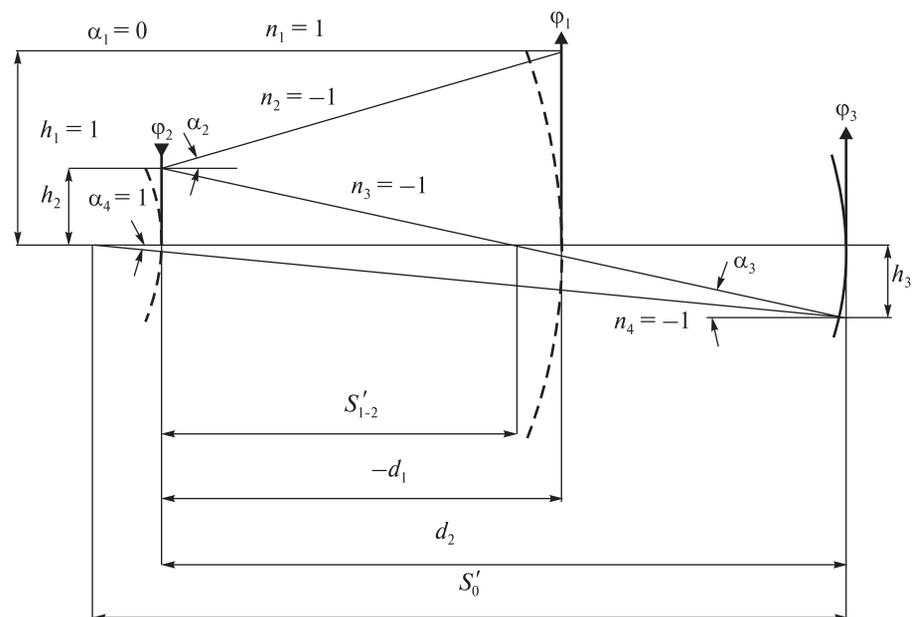


Рис. 2. Хід першого нульового променя в об'єктиві

Для розрахунку кутів падіння α_i і висот падіння h_i першого нульового променя на оптичні елементи використаємо такі формули:

$$\begin{aligned} \alpha_1 = 0, \quad h_1 = 1, \quad h_2 = K \cdot h_1, \\ \alpha_2 = \frac{h_2 - h_1}{d_1}, \quad \alpha_3 = \frac{h_2}{S'_{1-2}}, \\ S'_{1-2} = a \cdot d_1, \quad h_3 = \alpha_3 (S'_{1-2} - d_2), \\ \alpha_4 = 1, \quad S'_0 = \alpha_4 \cdot h_3. \end{aligned}$$

Знайдемо оптичні сили компонентів об'єктива і радіуси кривизни дзеркал:

$$\begin{aligned} \varphi_1 = \frac{\alpha_2 - \alpha_1}{n_2 - n_1}, \quad \varphi_2 = \frac{\alpha_3 - \alpha_2}{n_3 - n_2}, \quad \varphi_3 = \frac{\alpha_4 - \alpha_3}{n_4 - n_3}, \\ R_1 = \frac{2f'_0 \cdot n_2}{\varphi_1}, \quad R_2 = \frac{2f'_0 \cdot n_3}{\varphi_2}, \quad R_3 = \frac{2f'_0 \cdot n_4}{\varphi_3}. \end{aligned}$$

Для розрахунку ходу другого нульового променя введемо умови нормування. Кут падіння другого нульового променя на головне дзеркало дорівнює $\beta_1 = 1$, а висота падіння $y_1 = 0$, через те що апертурна діафрагма розташована на головному дзеркалі. Для розрахунку кутів падіння β_i і висот падіння y_i другого нульового променя на інших дзеркалах застосуємо такі формули:

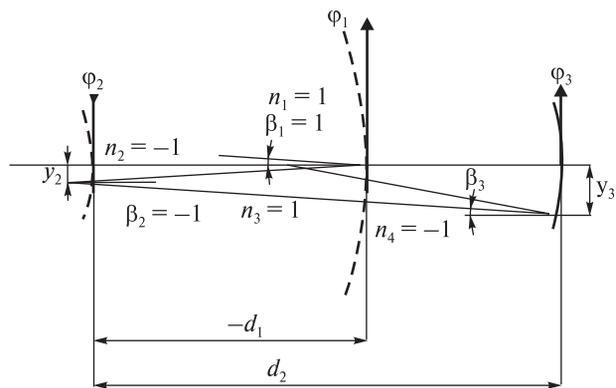


Рис. 3. Хід другого нульового променя в об'єктиві

$$\begin{aligned} \beta_1 = 1, \\ y_1 = 0, \\ \beta_2 = -(\beta_1 + y_1 \cdot \varphi_1) = -\beta_1, \\ y_2 = y_1 - d_1 \cdot \text{tg} \beta_2 = -d_1 \cdot \text{tg} \beta_2, \\ \beta_3 = (-\beta_2 + y_2 \cdot \varphi_2), \\ y_3 = y_2 - d_2 \cdot \text{tg} \beta_3. \end{aligned}$$

Через те що оптичні сили дзеркал φ_1 , φ_2 і φ_3 визначено, то обчислимо параметри P і W сферичних дзеркал [2]:

$$P_1 = \left(\frac{\alpha_2 - \alpha_1}{n_2^{-1} - n_1^{-1}} \right)^2 \left(\frac{\alpha_2}{n_2} - \frac{\alpha_1}{n_1} \right), \quad W_1 = \left(\frac{\alpha_2 - \alpha_1}{n_2^{-1} - n_1^{-1}} \right) \left(\frac{\alpha_2}{n_2} - \frac{\alpha_1}{n_1} \right),$$

$$P_2 = \left(\frac{\alpha_3 - \alpha_2}{n_3^{-1} - n_2^{-1}} \right)^2 \left(\frac{\alpha_3}{n_3} - \frac{\alpha_2}{n_2} \right), \quad W_2 = \left(\frac{\alpha_3 - \alpha_2}{n_3^{-1} - n_2^{-1}} \right) \left(\frac{\alpha_3}{n_3} - \frac{\alpha_2}{n_2} \right),$$

$$P_3 = \left(\frac{\alpha_4 - \alpha_3}{n_4^{-1} - n_3^{-1}} \right)^2 \left(\frac{\alpha_4}{n_4} - \frac{\alpha_3}{n_3} \right), \quad W_3 = \left(\frac{\alpha_4 - \alpha_3}{n_4^{-1} - n_3^{-1}} \right) \left(\frac{\alpha_4}{n_4} - \frac{\alpha_3}{n_3} \right).$$

Знаючи висоти на дзеркалах двох нульових променів і параметри P і W цих компонентів, розраховуємо суми Зейделя для об'єктива з сферичними дзеркалами в області абераций третього порядку:

$$S_{\text{Iсф}} = h_1 P_1 + h_2 P_2 + h_3 P_3,$$

$$S_{\text{IIсф}} = y_1 P_1 + W_1 + y_2 P_2 + W_2 + y_3 P_3 + W_3,$$

$$S_{\text{IIIсф}} = \frac{y_1^2}{h_1} P_1 + 2 \frac{y_1}{h_1} W_1 + f_1 +$$

$$+ \frac{y_2^2}{h_2} P_2 + 2 \frac{y_2}{h_2} W_2 + f_2 + \frac{y_3^2}{h_3} P_3 + 2 \frac{y_3}{h_3} W_3 + f_3,$$

$$S_{\text{IVсф}} = \frac{n_2 \alpha_2 - n_1 \alpha_1}{h_1 n_2 n_1} + \frac{n_3 \alpha_3 - n_2 \alpha_2}{h_2 n_3 n_2} + \frac{n_4 \alpha_4 - n_3 \alpha_3}{h_3 n_4 n_3},$$

$$S_{\text{Vсф}} = \frac{y_1^3}{h_1^2} P_1 + 3 \frac{y_1^2}{h_1^2} W_1 + 2 \frac{y_1}{h_1} f_1 + \frac{y_2^3}{h_2^2} P_2 + 3 \frac{y_2^2}{h_2^2} W_2 +$$

$$+ 2 \frac{y_2}{h_2} f_2 + \frac{y_3^3}{h_3^2} P_3 + 3 \frac{y_3^2}{h_3^2} W_3 + 2 \frac{y_3}{h_3} f_3.$$

Вплив асферизації поверхонь дзеркал на аберації третього порядку можна виразити додаванням до коефіцієнтів третього порядку таких членів, які залежать від кінчних сталих деформованих поверхонь [3]:

головного дзеркала

$$\Delta S_{\text{IA1}} = k_1 h_1 \frac{(n_2 \alpha_2 - n_1 \alpha_1)^3}{(n_2 - n_1)^2}, \quad \Delta S_{\text{IIA1}} = \frac{y_1}{h_1} \Delta S_{\text{IA1}} = 0,$$

$$\Delta S_{\text{IIIA1}} = \frac{y_1}{h_1} \Delta S_{\text{IIA1}} = 0, \quad \Delta S_{\text{IVA1}} = \frac{y_1}{h_1} \Delta S_{\text{IIIA1}} = 0;$$

вторинного дзеркала

$$\Delta S_{\text{IA2}} = k_2 h_2 \frac{(n_3 \alpha_3 - n_2 \alpha_2)^3}{(n_3 - n_2)^2}, \quad \Delta S_{\text{IIA2}} = \frac{y_2}{h_2} \Delta S_{\text{IA2}},$$

$$\Delta S_{\text{IIIA2}} = \frac{y_2}{h_2} \Delta S_{\text{IIA2}}, \quad \Delta S_{\text{IVA2}} = \frac{y_2}{h_2} \Delta S_{\text{IIIA2}};$$

третинного дзеркала

$$\Delta S_{\text{IA3}} = k_3 h_3 \frac{(n_4 \alpha_4 - n_3 \alpha_3)^3}{(n_4 - n_3)^2}, \quad \Delta S_{\text{IIA3}} = \frac{y_3}{h_3} \Delta S_{\text{IA3}},$$

$$\Delta S_{\text{IIIA3}} = \frac{y_3}{h_3} \Delta S_{\text{IIA3}}, \quad \Delta S_{\text{IVA3}} = \frac{y_3}{h_3} \Delta S_{\text{IIIA3}}.$$

З урахуванням абераций об'єктива з сферичними дзеркалами і додатка, що вносить асферизація дзеркал, суми Зейделя для об'єктива з асферичними дзеркалами дорівнюють:

$$S_{\text{I}} = S_{\text{Iсф}} + \Delta S_{\text{IA1}} + \Delta S_{\text{IA2}} + \Delta S_{\text{IA3}},$$

$$S_{\text{II}} = S_{\text{IIсф}} + \Delta S_{\text{IIA1}} + \Delta S_{\text{IIA2}} + \Delta S_{\text{IIA3}},$$

$$S_{\text{III}} = S_{\text{IIIсф}} + \Delta S_{\text{IIIA1}} + \Delta S_{\text{IIIA2}} + \Delta S_{\text{IIIA3}},$$

$$S_{\text{IV}} = \left(\frac{n_2 \alpha_2 - n_1 \alpha_1}{h_1 n_2 n_1} \right) + \left(\frac{n_3 \alpha_3 - n_2 \alpha_2}{h_2 n_3 n_2} \right) + \left(\frac{n_4 \alpha_4 - n_3 \alpha_3}{h_3 n_4 n_3} \right),$$

$$S_{\text{V}} = S_{\text{Vсф}} + \Delta S_{\text{VA1}} + \Delta S_{\text{VA2}} + \Delta S_{\text{VA3}}.$$

За допомогою трьох асферичних поверхонь можна виправити сферичну аберацию, кому і астигматизм, для чого необхідно, щоб $S_{\text{I}} = S_{\text{II}} = S_{\text{III}} = 0$. Для виконання цієї умови необхідно, щоб

$$-S_{\text{Iсф}} = \Delta S_{\text{IA1}} + \Delta S_{\text{IA2}} + \Delta S_{\text{IA3}},$$

$$-S_{\text{IIсф}} = \Delta S_{\text{IIA2}} + \Delta S_{\text{IIA3}},$$

$$-S_{\text{IIIсф}} = \Delta S_{\text{IIIA2}} + \Delta S_{\text{IIIA3}}.$$

Розв'язавши цю систему трьох рівнянь, можна знайти значення кінчних сталих k_1 , k_2 і k_3 головного, вторинного і третинного дзеркал, при яких в об'єктиві буде виправлено сферичну аберацию, кому і астигматизм. При певних умовах в об'єктиві може бути також виправлена не тільки кривизна поля зору ($S_4 = 0$), але і дисторсія ($S_5 = 0$) [4]. Для різних відстаней між дзеркалами d_1 , d_2 можна знайти таку відстань від вторинного дзеркала до площини проміжного зображення S'_{1-2} і коефіцієнт екранування K , при яких виправляється кривизна поля зору ($S_4 = 0$) і дисторсія ($S_5 = 0$).

Розрахований об'єктив, як і об'єктив Корша, складається з головного увігнутого дзеркала 1 (рис. 4), вторинного опуклого дзеркала 2 і ввігнутого третинного дзеркала 3. Дзеркала 1 і 2

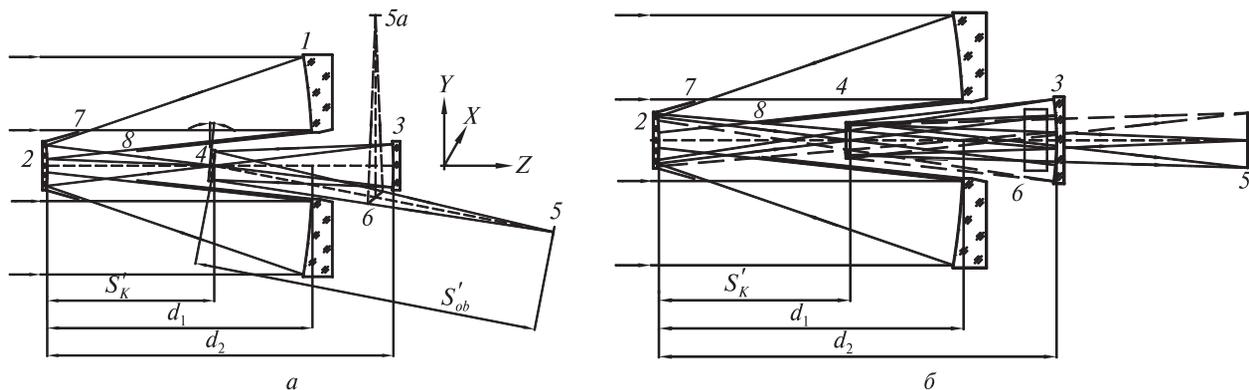


Рис. 4. Тризеркальний анастигматичний осесиметричний об'єктив з виправленою дисторсією: *a* — вертикальний переріз об'єктива, *б* — горизонтальний переріз об'єктива

утворюють дзеркальний об'єктив Кассегрена з фокусною відстанню f'_k , що створює проміжне зображення на відстані S'_k від вторинного дзеркала. Через те що при зйомці Землі застосовують систему сканування «Push-broom» з щілинним полем зору, то у площині проміжного зображення утворюється зображення у вигляді смужки. У площині проміжного зображення встановлюється допоміжне дзеркало 4 з щілинним отвором (рис. 5). Промені, які відбилися від вторинного дзеркала проходять через щілинний отвір у дзеркалі 4 і потрапляють на третинне дзеркало 3. Дзеркало 3 працює як проєкційний об'єктив і передає зображення, сформоване об'єктивом Кассегрена, у фокальну площину 5 усього об'єктива на відстань S'_ob від плоского дзеркала 4 зі збільшенням β . Для зменшення габаритів у систему можна додатково ввести відхиляюче плоске дзеркало 6, яке направляє промені у фокальну площину об'єктива 5а. Нормаль до плоского дзеркала 4 відхилена від оптичної осі на кут α для розділення випромінювання, яке іде від вторинного дзеркала до третинного, від випромінювання, яке іде від третинного дзеркала в напрямку фокальної площини. Така конструкція дозволяє розмістити всі три дзеркала на оптичній осі об'єктива, що значно спрощує виготовлення та юстування об'єктива, а також дозволяє зменшити довжину об'єктива, двічі використовуючи для ходу променів простір між головним дзеркалом 1 і допоміжним плоским дзеркалом 4.

Аналіз конструктивних параметрів рішень, при яких в об'єктиві виправлено всі аберації тре-



Рис. 5. Плоске дзеркало з щілинним отвором

тього порядку, тобто всі п'ять сум Зейделя дорівнюють нулю ($S_I = S_{II} = S_{III} = S_{IV} = S_V = 0$), показав, що залежність радіуса головного дзеркала від відстаней між дзеркалами d_1 і d_2 можна описати формулою [1]

$$R_1 = (0.96 \dots 1.04) \times \left(0.24 |d_{2H}| + 0.355 \sqrt{\frac{d_{1H}}{0.068}} - 0.215 \right) f'_{ob},$$

де f'_{ob} — фокусна відстань об'єктива (від'ємна величина), $d_{1H} = \frac{d_1}{f'_{ob}}$ — нормована відстань між першим і другим дзеркалами, $d_{2H} = \frac{d_2}{f'_{ob}}$ — нормована відстань між другим і третім дзеркалами.

Радіус вторинного дзеркала в залежності від відстані між дзеркалами для виправлення усіх абераций третього порядку описується формулою

$$R_2 = (0.97 \dots 1.03) \times \left(-0.4 d_{2H}^2 + 0.483 \sqrt{\frac{d_{1H}}{0.084}} |d_{2H}| + 0.011 \right) f'_{ob}.$$

Залежність радіуса третинного дзеркала від відстані між дзеркалами можна описати формулою

$$R_3 = (0.97...1.03) \times$$

$$\times \left(\frac{0.0213}{d_{1H}} d_{2H}^2 + 0.65 \sqrt[4]{\frac{d_{1H}}{0.087}} |d_{2H}| + 0.01 \right) f'_{ob}.$$

Для виправлення абераций конічні сталі оптичних поверхонь дзеркал в залежності від відстані між дзеркалами повинні змінюватися у відповідності до формул

$$k_1 = (0.97...1.03) \left(0.173 \sqrt{\frac{d_{1H}}{0.085}} |d_{2H}| - 0.994 \right),$$

$$k_2 = (0.98...1.02) \times$$

$$\times \left(-6.3 \sqrt[3]{\frac{d_{1H}}{0.085}} d_{2H}^2 + 7.3 \sqrt[3]{\frac{d_{1H}}{0.085}} |d_{2H}| - 4.57 \sqrt{\frac{d_{1H}}{0.085}} \right),$$

$$k_3 = (0.98...1.02) \times$$

$$\times \left(-0.7 d_{2H}^2 + \frac{0.88}{\sqrt[4]{\frac{d_{1H}}{0.082}}} |d_{2H}| - \frac{0.63}{\sqrt[3]{\frac{d_{1H}}{0.084}}} \right).$$

Площина проміжного зображення в об'єктиві знаходиться від вторинного дзеркала на відстані

$$S'_k = -(0.97...1.03) \times$$

$$\times \left(0.02 d_{2H}^2 + \frac{0.44}{\sqrt[3]{d_{1H} / 0.087}} |d_{2H}| + 0.007 \right) f'_{ob},$$

а задній фокальний відрізок об'єктива S'_{ob} в залежності від відстані між дзеркалами повинен змінюватися у відповідності до формули

$$S'_{ob} \approx - \left(-0.7 d_{2H}^2 + 0.8 |d_{2H}| + \frac{0.047}{(d_{1H} / 0.085)^2} \right) f'_{ob}.$$

Третинне дзеркало створює в фокальній площині об'єктива зображення, яке формується об'єктивом Кассегрена зі збільшенням β , яке підпорядковується закону

$$\beta = - \left(9.9 d_{2H}^2 - \frac{9 |d_{2H}|}{\sqrt{d_{1H} / 0.085}} + \frac{4.18}{\sqrt{d_{1H} / 0.085}} \right).$$

На відміну від об'єктива Корша, де третинне дзеркало створює зображення зі збільшенням $\beta \approx -1^\times$, в об'єктиві з виправленою дисторсією збільшення третинного дзеркала повинно бути $\beta < -2^\times$.

Вихідна зіниця об'єктива знаходиться на відстані $S'_{p'}$ від фокальної площини поблизу площини проміжного зображення

$$S'_{p'} = \left(-0.7 d_{2H}^2 + \frac{0.795}{\sqrt[3]{\frac{d_{1H}}{0.085}}} |d_{2H}| + \frac{0.039}{\left(\frac{d_{1H}}{0.085}\right)^{1.23}} \right) f'_{ob}.$$

ВИСНОВОК

Отримані в результаті дослідження емпіричні формули конструктивних параметрів тридзеркального осесиметричного об'єктива дозволяють швидко сконструювати довгофокусний об'єктив, в якому виправлено всі п'ять абераций третього порядку (сферична аберация, кома, астигматизм, кривизна поля зору та дисторсія). Для виправлення дисторсії збільшення третинного дзеркала повинно бути $\beta < -2^\times$.

Відносний отвір об'єктива становить від 1:20 до 1:10, а поле зору в залежності від вибраних відстаней між дзеркалами від $2\omega = 1^\circ$ до $2\omega = 2.6^\circ$.

В об'єктиві всі три дзеркала осесиметричні, що значно спрощує виготовлення і контроль дзеркал та юстування об'єктива. Оптична довжина об'єктива може сягати $0.1f'_O$, що дозволяє створювати малогабаритні довгофокусні об'єктиви для систем дистанційного зондування Землі з надвисокою просторовою розрізненістю.

ЛІТЕРАТУРА

1. Пат. 113104 України на винахід. Тридзеркальний анастигматичний бездисторсійний об'єктив / В. М. Тягур, М. І. Лихоліт. — 2016. — 13 с.
2. Слюсарев Г. Г. Методы расчета оптических систем. — Л.: Машиностроение, 1969. — 672 с.
3. Слюсарев Г. Г. Расчет оптических систем. — Л.: Машиностроение, 1975. — 640 с.
4. Цуканова Г. И. Трехзеркальные ортоскопические объективы с промежуточным изображением // Оптический журнал. — 1999. — 66, № 12. — С. 21—23.
5. Pat. 4101195 USA, G02B17/06. Anastigmatic three-mirror telescope / R. A. Frosch, D. G. Korsch. — Publ. 18.07.78.

Стаття надійшла до редакції 13.06.17

REFERENCES

1. Patent of Ukraine N 113104, G02B17/06. Three-mirror anastigmatic free from distortion lens / V. M. Tiagur,

1. N. I. Lykholit, declared 22.04.2015; publ. 12.12.2016, N 23 [in Ukraine].
2. *Sljusarev G. G.* Metody rascheta opticheskikh sistem [Methods of optical systems calculating], 672. p. (Mashinostroenie, L., 1969) [in Russian].
3. *Sljusarev G. G.* Raschet opticheskikh sistem [Calculation of optical systems], 640 p. (Mashinostroenie, L., 1975) [in Russian].
4. *Cukanova G. I.* Trehzeral'nye ortoskopicheskie obektivy s promezhutochnym izobrazheniem [Three-mirror orthoscopic lens with intermediate image]. *Opticheskij zhurnal*, **66** (N 12), 21—23 (1999) [in Russian].
5. *Patent of USA 4101195, G02B17/06.* Anastigmatic three-mirror telescope / R. A. Frosch, D. G. Korsch; declared 29.07.77; published 18.07.78 [in English].

Received 13.06.17

V. M. Tiagur

Казенное предприятие специального приборостроения «Арсенал», Киев, Украина

ТРЕХЗЕРКАЛЬНЫЙ АНАСТИГМАТИЧЕСКИЙ
ОСЕСИММЕТРИЧНЫЙ ОБЪЕКТИВ
С ИСПРАВЛЕННОЙ ДИСТОРСИЕЙ

В работе представлены результаты исследования свойств трехзеркального анастигматического осесимметричного

объектива. Приведены формулы для расчета конструктивных параметров зеркал и положений фокальной плоскости и плоскости промежуточного изображения при заданных фокусном расстоянии объектива и расстояний между зеркалами, при которых в объективе исправлена дисторсия.

Ключевые слова: трехзеркальный анастигматический осесимметричный объектив, исправленная дисторсия.

V. M. Tiagur

Special Device Production
State Enterprise “Arsenal”, Kyiv

THREE-MIRROR ANASTIGMATIC ON-AXIS LENS
WITH A CORRECTED DISTORTION

We describe results of research of design features of the three-mirror anastigmatic on-axis lens, which is free from distortion. Formulas for calculation of radiuses and conic constants of mirrors for specified values of lens focal length and distance between mirrors are given.

Keywords: three-mirror anastigmatic on-axis lens, corrected distortion.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.062>

УДК 520.2.075

В. О. Пап, Ю. М. Глушенко

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ, Україна

МОДЕРНІЗАЦІЯ МЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ ТЕЛЕСКОПА ТПЛ-1 СТАНЦІЇ ЛАЗЕРНОЇ ЛОКАЦІЇ «ГОЛОСІЇВ-КИЇВ»

Регулярні (перманентні) спостереження, які виконуються станцією лазерних спостережень (СЛС) штучних супутників Землі, вимагають належного функціонування оптичної, електронної та механічної систем, які доповнюють одна одну та тісно взаємодіють між собою. Описано модернізацію механічної частини СЛС, яка забезпечує безпеку руху телескопа станції під час локації супутників. Наведено схему вводу кабелів двигунів телескопа через додаткову штангу та принципову схему пристрою контролю кількості обертів телескопа.

Ключові слова: лазерна локація штучних супутників Землі, телескоп ТПЛ-1, ввід кабелів у телескоп, лічильник обертів телескопа.

Станція лазерної локації «Голосіїв-Київ» обладнана телескопом ТПЛ-1 з альт-азимутальним типом монтування [1]. Під час локації телескоп рухається одночасно по двох координатах — азимуту і висоті. Забезпечується даний рух двома кроковими двигунами ШД-4, які розміщені безпосередньо на телескопі. Напруга живлення на двигуни подається через систему броньованих кабелів. Крім них на телескоп заведено кабелі контролю положення телескопа (датчиків положення кутів) по висоті та азимуту, кабель ТВ-камери та ін.

Проблема скручування кабелів під час локації штучних супутників Землі (ШСЗ) постає гостро з декількох причин. Телескоп станції може суп-

роводжувати супутники з максимальною швидкістю $4.5^\circ/\text{с}$. Під час локації швидкість телескопа обмежується швидкістю купола [2], який рухається синхронно з телескопом з максимальною швидкістю $2.5^\circ/\text{с}$. Взв'язавши до уваги те, що досить часто інтервал між проходженнями ШСЗ дуже малий або навіть нульовий (при одночасному проходженні), і проходження кількох супутників можуть бути в одному напрямку, відбувається декілька обертів телескопа в одному напрямку, що призводить до закручування кабелів та їхнього пошкодження. Крім того, в нижній частині на платформі біля телескопа розташовані дзеркала для вводу лазерного променя в телескоп та підсистема реєстрації відбитого від супутника сигналу, які вимагають дуже точного юстування. Нерідко траплялись випадки, коли

© В. О. ПАП, Ю. М. ГЛУШЕНКО, 2017

кабелі порушували юстування даних систем, що призводило до втрати сигналу від супутника та зупинки спостережень.

В заводському варіанті під час руху телескопа всі кабелі тягнулися за ним по підлозі, що вимагало суворого контролю за напрямком руху телескопа і не давало можливості зробити більше одного оберту в той чи інший бік без загрози розриву кабелів. Оскільки оператор перебуває на першому поверсі станції, а сам телескоп — на другому поверсі, то оперативна зупинка і розкручування телескопа в зворотний бік ставили дану проблему дуже гостро. Необхідно зазначити, що пошкодження будь-якого з кабелів при скручуванні є серйозною проблемою, на усунення котрої потрібно кілька днів і певні матеріальні затрати.

Для вирішення даної проблеми було прийнято рішення зробити підведення кабелів до телескопа через штангу (див. рис. 1), що дозволило виконувати до трьох обертів телескопом у той чи інший бік при тій же самій довжині кабелю. Спостерігач, піднявшись до телескопа у перерві між спостереженнями, мав у запасі принаймні один оберт телескопа та міг оперативно оцінити ситуацію і при необхідності розкрутити телескоп вручну до нормального стану.

Але, як виявилось, все ще трапляються ситуації, коли спостерігач оперативно не встигає розкрутити телескоп. В темну пору доби візуально важко контролювати кількість обертів, а наявне програмне забезпечення теж не дає змоги це зробити. Тому було запропоновано і виконано наступну модернізацію.

Азимутальну раму обладнали датником проходження контрольної точки азимуту, відносно якої визначається кількість обертів. Датник являє собою звичайний геркон, розміщений на нерухомій частині телескопа, і магніт, закріплений на поворотній платформі. Сигнал напрямку руху телескопа подається від комп'ютера. Далі сигнали проходять через відповідні фільтри, що відрізають електричні завади, та подаються на електронний блок, розташований біля робочого місця спостерігача. Принципова схема та зовнішній вигляд пристрою показано на рис. 2 та 3.

Поточна ситуація, тобто кількість обертів телескопа, відображається на табло — звичайному



Рис. 1. Підведення кабелів телескопа ТПЛ-1 на станції «Голосіїв-Київ»

7-сегментному світлодіодному індикаторі. Щоб не використовувати додатково інший індикатор для відображення напрямку повороту телескопа, було вирішено виводити на табло числа від 2 до 8. За початковий стан телескопа, тобто положення розкручених кабелів, взято цифру 5. Оберти, які відбуваються проти годинникової стрілки відносно початкового положення, нумеруються 4, 3, 2. Відповідно оберти за годинниковою стрілкою — 6, 7, 8. При досягненні критичної кількості обертів, коли на табло з'являються цифри 2 або 8, додатково вмикається звуковий сигнал, що інформує спостерігача про необхідність негайної зупинки спостережень і розкручування телескопа в зворотному напрямі.

Для полегшення роботи при контролі обертання телескопа та необхідного його розкручування створено програму на комп'ютері, що керує телескопом. Вона дозволяє здійснити оберт

ЛІТЕРАТУРА

1. Болотина О. В., Глущенко Ю. М., Медведський М. М., Перетятко Н. Н., Суберляк В. Р., Яцків Д. Я. Лазерний спутниковий дальномір «Голосіїв-Київ». Технічні характеристики і результати спостережень 2001 року // Кінематика і фізика небес. тел. — 17, № 6. — 2001. — С. 560—572.
2. Медведський М. М., Глущенко Ю. М., Жаборовський В. П., Пан В. О. Автоматизована система керування куполом // Бюл. Укр. центру визначення параметрів обертання Землі. — 2013. — № 8. — С. 58—61.

Стаття надійшла до редакції 24.11.17

REFERENCES

1. Bolotina O. V., Hlushchenko Y. M., Medvedsky M. M., Peretiak N. N., Suberliak V. R., Yatskiv D. Y. The satellite laser ranging station “Golosiiv-Kyiv”. The technical characteristic and observation data for 2001 year. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, 17 (N 6), 560—572 (2001).
2. Medvedsky M. M., Hlushchenko Y. M., Zhaborovsky V. P., Pap V. O. The automated dome control system. *Bulletin of Ukrainian center of Earth orientation parameters*, N 8, 58—61 (2013).

Received 24.11.17

V. O. Pap, Yu. M. Hlushchenko

Главная астрономическая обсерватория Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

МОДЕРНИЗАЦИЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТЕЛЕСКОПА ТПЛ-1 СТАНЦИИ ЛАЗЕРНОЙ ЛОКАЦИИ «ГОЛОСИИВ-КИЕВ»

Регулярные (перманентные) наблюдения, которые выполняются станцией лазерных наблюдений искусственных спутников Земли, требуют надлежащего функцио-

нирования оптической, электронной и механической систем, которые дополняют друг друга и тесно взаимодействуют между собой. Рассматривается модернизация механической части, которая обеспечивает безопасность движения телескопа во время локации спутников. Приведена схема ввода кабелей двигателей телескопа через дополнительную штангу и принципиальная схема устройства для контроля количества оборотов телескопа.

Ключевые слова: лазерная локация искусственных спутников Земли, телескоп ТПЛ-1, система ввода кабелей, счетчик оборотов телескопа.

V. O. Pap, Yu. M. Hlushchenko

Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine

MODERNIZATION OF THE MECHANICAL SYSTEM OF THE TELESCOPE TPL-1 OF THE LASER RANGING STATION “GOLOSIIV-KYIV”

Regular (permanent) observations, which are conducted by the station of laser ranging of artificial satellites, require the proper functioning of all systems including optical, electronic and mechanical, which complement each other and interact closely. This article deals with the modernization of the mechanical part, which ensures the movement of the telescope during the location of satellites. We discuss the scheme of telescope cable entry system engines through a bar from above and the basic scheme of the device for control of the number of turns of the TPL-1 telescope.

Keywords: satellite laser ranging station, telescope TPL-1, cable entry system, telescope turns counter.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.066>

УДК 58:577.112:52

О. А. Артеменко

Институт ботаники им. Н. Г. Холодного Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

ЗНАЧЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КЛЕТОЧНОГО ЦИКЛА ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ТЕХНОЛОГИЙ КОСМИЧЕСКОГО РАСТЕНИЕВОДСТВА

Будущие длительные пилотируемые экспедиции требуют огромного количества метаболических ресурсов — воды, еды, кислорода, для производства которых необходимы специальные условия и массивное оборудование, слишком тяжелое для современных КА. Кроме того, такие системы жизнеобеспечения не могут быть осуществлены без высокого уровня круговорота. Поэтому растения рассматриваются как необходимый источник пищи и кислорода в биорегенеративных системах жизнедеятельности длительных космических миссий. Изучение принципов функционирования таких систем различной степени сложности и разработка научных основ их создания — это главная задача космического растениеводства. В работе показана важность изучения параметров роста, размножения растений и особенностей событий клеточного цикла в условиях клиностатирования, а именно: митотической активности, экспрессии генов-регуляторов клеточного цикла (циклинов и циклинзависимых киназ), транскрипционных факторов, способствующих инициации программы повышения или понижения транскрипции генов. Все это необходимо учитывать при подборе легкоусваиваемых человеком растений, данных о составе почвы, приросте биомассы, при изучении роста и дифференциации клеток для получения полноценных семян в условиях микрогравитации.

Ключевые слова: клеточный цикл, микрогравитация, циклины, транскрипционный фактор, растения.

Исследование влияния реальной микрогравитации в космическом полете и в условиях симулированной микрогравитации (клиностатирование) на клеточный цикл растений показали очень неоднозначные результаты. Наблюдается как угнетение роста и размножения растений, так и стимуляция этих процессов, изменение параметров клеточного цикла, пролиферативной активности клеток апикальной меристемы корней и т. д., что подтверждает гипотезу о наибольшей гравичув-

ствительности у растений клеток, которые делятся или находятся в состоянии активного метаболизма [10, 11]. Противоречивые данные о пролиферативной активности вызваны разными сроками и условиями исследований клеточного цикла, а также «точечным» по срокам сбора материала [2]. С этой целью в данной работе исследуется влияние измененной гравитации на сформированные клетки меристемы корней гороха (*Pisum sativum* L.) в динамике и в процессе индукции прорастания, т. е. с использованием модели первого клеточного цикла, в который с высоким уровнем

© О. А. АРТЕМЕНКО, 2017

синхронности вступают клетки зародышевой меристемы корня при инициации прорастания семян.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

На рис. 1, *a* показаны результаты исследований митотической активности (МА) в меристеме корня гороха. Первые митотические фигуры в контрольном варианте (1) выявлены на 33-м ч прорастания. Далее наблюдается волнообразное увеличение МА, что характерно для первого, частично синхронизированного митотического цикла систем с индуцированной пролиферацией. Кинетика деления клеток в экспериментальном варианте (2) в общем схожа с контролем, однако первые митозы наблюдаются на 3 ч позже, и на протяжении всего периода исследования МА в меристемах корней клиностатирированных проростков ниже, чем в контроле. Это приводит к замедлению роста корня в условиях измененной гравитации, что и наблюдается далее в течение 6 сут эксперимента.

Угнетающее влияние клиностатирирования на МА меристем корней не является специфичным только для первого клеточного цикла. Оно проявляется и при действии на меристему двухсуточных корней, причем уменьшение количества делений наблюдается уже через 3 ч (рис. 1, *б*). Очевидно, что при этом происходит задержка прохождения клетками G2-фазы (постсинте-

тической) цикла, длительность которой в меристеме гороха составляет 2 ч [3].

Таким образом, поскольку было установлено, что замедление клеточного цикла в условиях измененной гравитации происходит в основном за счет продления G1-фазы (что является обычной реакцией растений при действии неблагоприятных факторов) [7], далее нами было показано, что причиной этого события было накопление транскриптоводного изтипов D-циклина в апикальной меристеме корня в процессе индукции прорастания. Как известно, основными регуляторами клеточного цикла являются циклины и циклинзависимые киназы (ЦЗК). Циклинзависимые киназы есть в клетке постоянно, а уровень циклинов колеблется в зависимости от фаз клеточного цикла [8, 13, 18–20]. Синтез и накопление митотических циклинов (А и В) необходим для прохождения клеткой постсинтетической фазы и митоза, а циклин D необходим для вступления клетки в фазу синтеза ДНК. Активность циклина D и производных этой группы может контролироваться действием как эндогенных, так и экзогенных факторов, а измененная гравитация является одним из тех факторов, которые влияют на экспрессию генов, контролирующих клеточный цикл [5, 16]. У растений были выделены три подтипа циклина D ($\delta 1$, $\delta 2$, $\delta 3$), которые регулируют процессы прохождения клеткой пресинтетической фазы цикла и начало

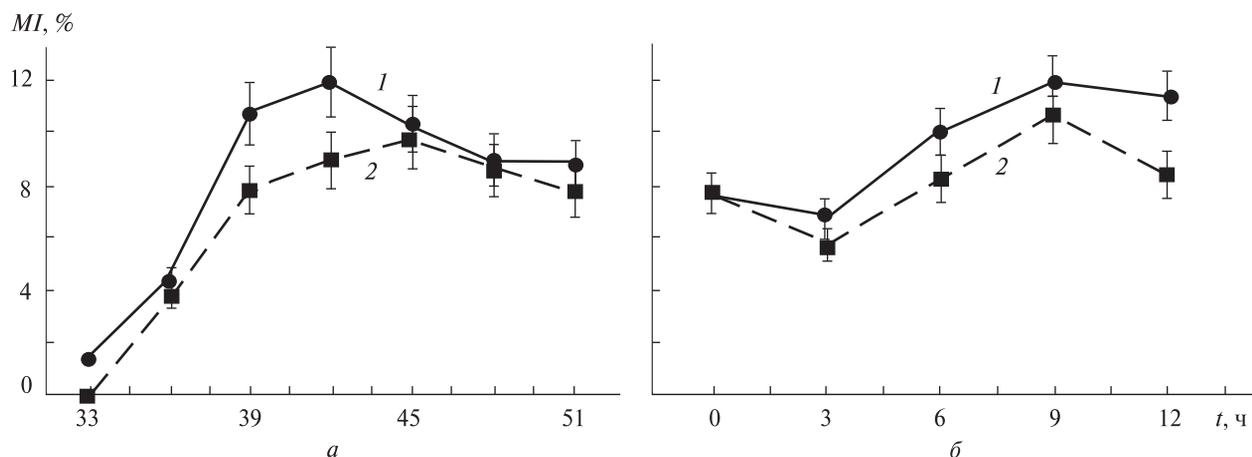


Рис. 1. Изменение индекса митотической активности (МИ, %) клеток меристемы корня гороха: *a* — для фазы прорастания, *б* — для двухсуточных проростков (1 — контроль, 2 — при клиностатирировании)

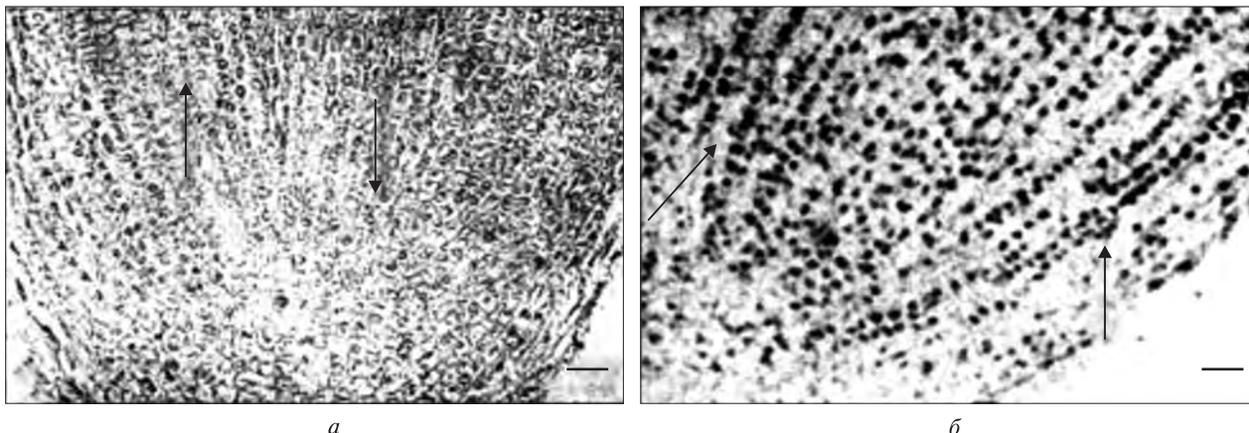


Рис. 2. Экспрессия гена $\delta 3$ -циклина в клетках меристемы корня гороха через 32 ч прорастания в контроле (а) и в условиях клиностаტიрования (б)

синтеза ДНК [6, 12]. Нами было показано, что именно накопление транскриптов $\delta 3$ -циклинов приводило к задержке вступления клеток в фазу синтеза ДНК в условиях клиностаტიрования (рис. 2) [1].

Несмотря на то что экспрессия циклина является абсолютно необходимой для соединения с ЦЗК, ее активации и образования активного ЦЗК-циклинового комплекса, который стимулирует продвижение клетки к S-фазе [15, 17], наличие транскриптов $\delta 3$ -циклина в условиях клиностаტიрования не ускоряет переход клеток из G1-фазы цикла к S-фазе, а наоборот, может быть причиной задержки этого процесса. Во-первых, из-за наличия транскриптов $\delta 3$ -циклина невозможна экспрессия следующего типа циклинов, отвечающих непосредственно за начало и продвижение в фазу синтеза ДНК [9]. Во-вторых, несвоевременно образованный $\delta 3$ -циклин-ЦЗК-комплекс может удерживаться в неактивном состоянии с помощью циклинзависимого ингибитора (белки p15/16/17, p21 или p27), или инактивироваться при фосфорилировании тирозина, что приводит к задержке и остановке клеточного цикла. Однако это ингибирование обратимо при синтезе cdc25-фосфатазы и ведет к восстановлению событий клеточного цикла [14]. Вопрос о механизме задержки вступления в фазу синтеза ДНК остается открытым и требует дальнейшего изучения.

Чтобы противостоять на молекулярном уровне такому виду стресса, как изменение гравитации, с которым растение никогда не встречалось раньше в ходе эволюции, геном должен быть достаточно устойчив. В этом плане мультигенные семейства и резервные гены имеют преимущество в том, что они могут изменяться без риска навредить клетке, и потому именно они играют ключевую роль в ответе на гравитационный стресс. К таким генам безусловно относятся и гены клеточного цикла. Согласованная регуляция взаимодействия клеток растения осуществляется путём синтеза специальных гормонов (цитокинина и ауксина), которые вызывают сигнальный каскад в клетках. В случае, если сигнал вызывает изменение уровня экспрессии определенных генов, конечным звеном каскада часто оказываются транскрипционные факторы (ТФ). Транскрипционные факторы — одна из групп белков, обеспечивающих прочтение и интерпретацию генетической информации. Они связывают ДНК и способствуют инициации программы повышения или понижения транскрипции гена. Таким образом, они жизненно необходимы для нормального функционирования организма на всех уровнях. Одним из самых многочисленных типов ТФ растений являются MYB-белки (MYB-myeloblastosis). Это семейство ТФ включает белки, контролирующие развитие корня, паттернирование листа, формирование трихом, клеточный

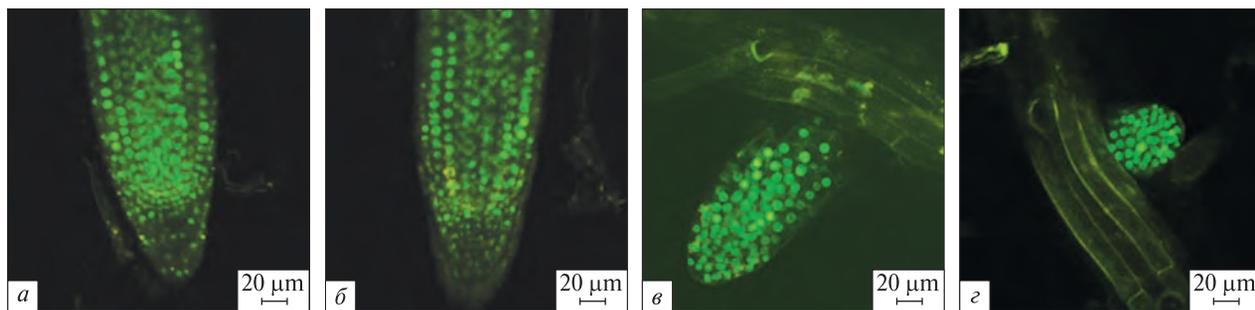


Рис. 3. Экспрессия MYB3R3 в корнях четырехсуточных проростков и в зачатках боковых корней *Arabidopsis thaliana* (а, в — контроль, б, з — клиностамирование)

цикл, циркадные ритмы, передачу фитохромного сигнала и т. д. ДНК-связывающий домен MYB-белков содержит от одного до трех повторов и приблизительно 50 аминокислот. Этот тип ТФ специфически взаимодействует с генами, содержащими (С/Т)AAC(G/Т)G-нуклеотидные последовательности [4]. Мы проанализировали экспрессию ТФ MYB3R3 в клетках корня *Arabidopsis thaliana* в стационарной меристеме четырехсуточных проростков и в зачатках боковых корней (рис. 3). В условиях клиностамирования наблюдается затухание экспрессии ТФ в сравнении с контролем, что может быть связано с уменьшением показателей активности клеточного цикла и роста корня. В то же время, в зачатках боковых корней, когда наблюдается пик пролиферативной активности в местах образования боковых корней, экспрессия ТФ также находится на высоком уровне как в контроле, так и при клиностамировании. Разница в размерах боковых корней контроля и эксперимента обусловлена более поздним началом роста боковых корней в условиях клиностамирования, что подтверждает известные ранее данные об уменьшении ростовых показателей в условиях измененной гравитации. Появление ТФ в дифференцированных клетках можно рассматривать как способ включения гена на нужной стадии развития. Факторы выбирают гены, которые должны быть активированы в ответ на сигнал из окружения клетки и которые управляют действием транскрипционного аппарата.

ВЫВОДЫ

Таким образом, полученные данные о влиянии клиностамирования на процесс и длитель-

ность фаз клеточного цикла, а также последующие изменения роста и развития растений в данных условиях являются ключевыми при создании бортовых оранжерей и биорегенеративных систем жизнеобеспечения. Для нормализации роста и развития растений в подобных условиях необходимо либо нивелировать действие факторов космического полета (в частности измененной гравитации) на растительные клетки, либо повлиять на процессы регуляции клеточного цикла, сделав растение невосприимчивым к действию этих факторов. Однако для реализации первого варианта необходимо дополнительное оборудование, наличие которого на борту КА строго регламентировано из-за его массы. Наиболее вероятным может быть вмешательство в процесс регуляции транскрипции генов $\delta 3$ -циклина, что обеспечит его синтез и деградацию в конце пресинтетической фазы и таким образом обеспечит своевременный переход к фазе синтеза ДНК. В свою очередь, это позволит клеткам расти и делиться без задержек, что приведет к росту биомассы растений в условиях измененной гравитации, так же, как и у растений на Земле.

ЛИТЕРАТУРА

1. Артеменко О. А. Експресія генів $\delta 1$ - та $\delta 3$ -циклінів в кореневій меристемі *Pisum sativum* L. за умов кліностамирування // Цитологія та генетика. — 2006. — 40, № 2. — С. 36—41.
2. Артеменко О. А. Особливості регуляції клітинного циклу рослин в умовах зміненої гравітації // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — С. 108—113.
3. Артеменко О. А., Троян В. М., Азарскова М. В. Вплив кліностамирування на конформаційний стан хроматину

- та кінетику першого клітинного циклу при проростанні насіння гороху // Укр. бот. журн. — 2005. — **62**, № 1. — С. 122—130.
4. *Медведев С.* Физиология растений. — СПб.: БХВ-Петербург, 2012. — 512 с.
 5. *Cockcroft C. E., den Boer D. G., Healy J. M., Murray J. A.* Cyclin D control of growth rate in plants // *Nature*. — 2000. — **405**. — P. 575—579.
 6. *Healy J. M., Menges M., Doonan J. H., Murray J. A.* The arabidopsis D-type cyclins CycD2 and CycD3 both interact in vivo with the PSTAIRE cyclin-dependent kinase Cdc2a but are differentially controlled // *J. Biol. Chem.* — 2001. — **276**. — P. 7041—7047.
 7. *Herranz R., Medina F. J.* Cell proliferation and plant development under novel altered gravity environments // *Plant Biol. (Stuttg)*. — 2014. — **16**, N 1. — P. 23—30.
 8. *John P. C., Mews M., Moore R.* Cyclin/Cdk complexes: their involvement in cell cycle progression and mitotic division // *Protoplasma*. — 2001. — **216**, N 3—4. — P. 119—142.
 9. *Kitazono A., Fitz Gerald J., Kron S.* Cell cycle: regulation by cyclins // 2005. — DOI: 10.1038/npg.els.0004024.
 10. *Kordyum E. L.* Biology of plant cell microgravity and under clinostating // *Int. Rev. Cytol.* — 1997. — **171**. — P. 1—72.
 11. *Kordyum E. L.* Plant cell gravisensitivity and adaptation to microgravity // *J. Plant Biol.* — 2014. — **16**, N 1. — P. 79—90.
 12. *Kvarnheden A., Yao J., Zhan X., O'Brien I., Morris B.* Isolation of three distinct CycD3 genes expressed during fruit development in tomato // *J. Exp. Boil.* — 2000. — **51** (352). — P. 1789—1797.
 13. *Lim S., Kaldis P.* Cdks, cyclins and CKIs: roles beyond cell cycle regulation // *Development*. — 2013. — **140**. — P. 3079—3093.
 14. *Martines M. C., Jorgenseti J. E., Lawton M. A., Lamb C., Doerner P. W.* Spatial pattern of cdc2 expression in relation to meristem activity and cell proliferation during plant development // *Proc. Natl. Acad. Sci. USA*. — 1992. — N 89. — P. 7360—7364
 15. *Medina F., Herranz R.* Microgravity environment uncouples cell growth and cell proliferation in root meristematic cells. The mediator role of auxin // *Plant Signal Behav.* — 2010. — **5**, N 2. — P. 176—179.
 16. *Meijer M., Murray J.* The role and regulation of D-type cyclins in the plant cell cycle // *Plant Mol. Biol.* — 2000. — **43**. — P. 621—633.
 17. *Novak B., Sible J., Tyson J.* Checkpoints in the cell cycle // *Curr. Biol.* — 2008. — R759—R768. — DOI: 10.1016/j.cub.2008.07.001.
 18. *Scofield S., Jones A., Murray J. A. H.* The plant cell cycle in context // *J. Exp. Bot.* — 2014. — **65**, N 10. — P. 2557—2562.
 19. *Tank J. G., Pandya R. V., Thaker V. S.* Phytohormones in regulation of the cell division and endoreduplication process in the plant cell cycle // *RSC Adv.* — 2014. — **4** (24). — P. 12605—12613.
 20. *Umeda M., Shimotohno A., Yamaguchi M.* Control of cell division and transcription by cyclin-dependent Kinaseactivating Kinases in plants // *Plant Cell Physiol.* — 2005. — **46**, N 9. — P. 1437—1442.

Стаття надійшла до редакції 19.10.17

REFERENCES

1. *Artemenko O.* Expression of $\delta 1$ - and $\delta 3$ -cyclins in Pea root meristema under clinorotation. *Cytology and Genetics*, **40** (2), 36—41 (2006) [in Ukrainian].
2. *Artemenko O.* Features of plant cell cycle regulations under altered gravity. *Space science and technology*, **21** (N 5), 108 — 113 (2015) [in Ukrainian].
3. *Artemenko O., Troyan V., Azarskova M.* Clinorotation influence on the conformation and kinetic state of chromatin in the first cell cycle. *Ukr. Bot. J.*, **62** (1), 122—130 (2005) [in Ukrainian].
4. *Medvedev S.* Plant physiology, 512 p. (BHV-Petersburg, SPb, 2012) [in Russian].
5. *Cockcroft C. E., den Boer D. G., Healy J. M., Murray J. A.* Cyclin D control of growth rate in plants. *Nature*, **405**, 575—579 (2000).
6. *Healy J. M., Menges M., Doonan J. H., Murray J. A.* The Arabidopsis D-type cyclins CycD2 and CycD3 both interact in vivo with the PSTAIRE cyclin-dependent kinase Cdc2a but are differentially controlled. *J. Biol. Chem.*, **276**, 7041—7047 (2001).
7. *Herranz R., Medina F. J.* Cell proliferation and plant development under novel altered gravity environments. *Plant Biol. (Stuttg)*, **16** (1), 23—30 (2014).
8. *John P. C., Mews M., Moore R.* Cyclin/Cdk complexes: their involvement in cell cycle progression and mitotic division. *Protoplasma*, **216** (3-4), 119—142 (2001).
9. *Kitazono A., Fitz Gerald J., Kron S.* Cell cycle: regulation by cyclins // 2005. — doi: 10.1038/npg.els.0004024.
10. *Kordyum E. L.* Biology of plant cell microgravity and under clinostating. *Int. Rev. Cytol.*, **171**, 1—72 (1997).
11. *Kordyum E. L.* Plant cell gravisensitivity and adaptation to microgravity. *J. Plant Biol.*, **16** (1), 79—90 (2014).
12. *Kvarnheden A., Yao J., Zhan X., O'Brien I., Morris B.* Isolation of three distinct CycD3 genes expressed during fruit development in tomato. *J. Exp. Boil.*, **51** (352), 1789—1797 (2000).
13. *Lim S., Kaldis P.* Cdks, cyclins and CKIs: roles beyond cell cycle regulation. *Development*, **140**, 3079—3093 (2013).
14. *Martines M. C., Jorgenseti J. E., Lawton M. A., Lamb C., Doerner P. W.* Spatial pattern of cdc2 expression in relation to meristem activity and cell proliferation during plant development. *Proc. Natl. Acad. Sci. USA*, N 89, 7360—7364 (1992).

15. Medina F., Herranz R. Microgravity environment uncouples cell growth and cell proliferation in root meristematic cells. The mediator role of auxin. *Plant Signal Behav.*, **5** (2), 176–179 (2010).
16. Meijer M., Murray J. The role and regulation of D-type cyclins in the plant cell cycle. *Plant Mol. Biol.*, **43**, 621–633 (2000).
17. Novak B., Sible J., Tyson J. Checkpoints in the cell cycle. *Curr Biol.*, R759–R768 (2008). — doi: 10.1016/j.cub.2008.07.001.
18. Scofield S., Jones A., Murray J. A. H. The plant cell cycle in context. *J. Exp. Bot.*, **65** (10), 2557–2562 (2014).
19. Tank J. G., Pandya R. V., Thaker V. S. Phytohormones in regulation of the cell division and endoreduplication process in the plant cell cycle. *RSC Adv.*, **4** (24), 12605–12613 (2014).
20. Umeda M., Shimotohno A., Yamaguchi M. Control of cell division and transcription by cyclin-dependent Kinase-activating Kinases in plants. *Plant Cell Physiol.*, **46** (9), 1437–1442 (2005).

Received 19.10.17

О. А. Артеменко

Інститут ботаніки ім. М. Г. Холодного Національної академії наук України, Київ, Україна

ЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КЛІТИННОГО ЦИКЛУ ДЛЯ РОЗРОБКИ ТЕХНОЛОГІЙ КОСМІЧНОГО РОСЛИННИЦТВА

Майбутні довготривалі пілотовані експедиції потребують величезної кількості метаболічних ресурсів — води, їжі, кисню, для виробництва яких необхідні спеціальні умови і масивне обладнання, занадто важке для сучасних КА. Крім того, такі системи життєзабезпечення не можуть функціонувати без високого рівня кругообігу. Тому рослини розглядаються як необхідне джерело їжі та кисню у біореєнеративних системах життєдіяльності довготривалих космічних місій. Вивчення принципів функціонування таких систем різного ступеня складності та розробка наукових основ їхнього створення — це головна мета космічного рослинництва. В роботі показано важливість вивчення параметрів росту, розмноження

рослин і особливостей подій клітинного циклу в умовах клиноостатування, а саме: мітотичної активності, експресії генів-регуляторів клітинного циклу (циклінів та циклінзалежних кіназ), транскрипційних факторів, які сприяють ініціації програми підвищення або зниження транскрипції генів. На все це необхідно зважати при добірці рослин, які легко засвоюються людиною, даних про склад ґрунту, приросту біомаси, при вивченні росту та диференціації клітин для отримання повноцінного насіння в умовах мікрогравітації.

Ключові слова: клітинний цикл, мікрогравітація, цикліни, транскрипційний фактор, рослини.

О. А. Артеменко

Institute of Botany of the National Academy of Science of Ukraine, Kyiv, Ukraine

THE IMPORTANCE OF CELL CYCLE PARAMETERS FOR THE DEVELOPMENT OF SPACE PLANT GROWING

The future long-term expeditions require a huge amount of metabolic resources — water, food, oxygen. These resources require special conditions and payload, which is too heavy for existing spacecrafts. In addition, such life support systems can not be implemented without a high level of cycling. Therefore, the plants could be considered as a necessary source of food and oxygen in the bioregenerative life systems of long-term space missions. The main tasks of space plant cultivation are the study of the principles of the functioning of such systems of different complexity and the development of scientific basis for their creation. In present work we pointed out the importance of plant growth parameters, generation and cell cycle events under clinorotation, specifically: mitotic activity, expression of the cell cycle genes-regulating (cyclins and cyclins depending kinases), transcription factors for initiation of decrease/increase of gene's transcription program. All these parameters must be taken into account when we choose the digestible plants and the data about soil composition and biomass increment as well as when we study a cell growth and differentiation for collecting spoiled seeds under microgravity.

Keywords: cell cycle, microgravity, cyclins, transcription factor, plants.

АРТЕМЕНКО Ольга Анатоліївна — старший науковий співробітник відділу клітинної біології та анатомії Інституту ботаніки ім. М. Г. Холодного Національної академії наук України, кандидат біологічних наук. Лауреат Державної премії для молодих вчених в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — клітинна біологія та анатомія.

БЕЗРУЧКО Костянтин Васильович — професор Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського (ХАІ); доктор технічних наук, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — математичне і фізичне моделювання ракетно-космічних енергетичних і двигунних установок.

БУЧАРСЬКИЙ Валерій Леонідович — доцент кафедри двигунобудування Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — розробка числових методів і постановка обчислювальних експериментів, дослідження процесів у ракетних двигунах, оптимізація параметрів ракетних двигунів.

ГАЛИНСЬКИЙ Валерій Павлович — старший науковий співробітник відділу аерогазодинаміки і динаміки технічних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — аерогазодинаміка, механіка рідини, газу і плазми.

ГЛУЩЕНКО Юрій Михайлович — провідний інженер Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — геодинаміка.

ДОЛГОПОЛОВ Сергій Іванович — старший науковий співробітник відділу динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрямок науки — динаміка рідинних ракетних двигунів, динаміка кавітуючих насосів, подовжня стійкість рідинних ракет-носіїв.

ЗЕМЛЯНИЙ Костянтин Миколайович — начальник відділу розробки спеціального наземного технологічного обладнання Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — спеціальні електротехнічні системи для наземних стаціонарних і мобільних стартових комплексів.

КАЛЬНИШ Руслан Володимирович — провідний інженер-конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка, двигунобудування.

КОВАЛЕНКО Віктор Миколайович — заступник начальника відділу проектно-конструкторського бюро з розробки ракетних двигунів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування і відпрацювання ракетних двигунів, об'єктів ракетно-космічної та військової техніки.

КУЛИК Антоніна Сергіївна — інженер-конструктор проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ЛИТВИНЕНКО Віталій Євгенович — технік Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка, двигунобудування.

МАСЛІЙ Володимир Микитович — Головний конструктор і начальник проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

НИКОЛАЄВ Олексій Дмитрович — старший науковий співробітник відділу динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, лауреат премії Національної академії наук України ім. М. К. Янгеля.

Напрямок науки — динаміка рідинних ракетних двигунів, поздовжня стійкість і динаміка паливних систем рідинних ракет-носіїв.

ПАП Віктор Олексійович — науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — геодинаміка.

ПЕТРЕНКО Олександр Миколайович — декан фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, доктор технічних наук, професор. Лауреат Державної премії України в галузі вищої освіти, заслужений працівник освіти України, нагороджений нагрудним знаком М. К. Янгеля Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — електричні ракетні двигунні установки, оптимізація робочих процесів у електричних ракетних двигунах, системи автоматичного керування і контролю електричних ракетних двигунних установок.

ПИЛИПЕНКО Олег Вікторович — директор Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, завідувач відділу динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем, член-кореспондент Національної академії наук України, доктор технічних наук, професор, член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики; заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки та премії Національної академії наук України ім. М. К. Янгеля.

Напрямок науки — динаміка рідинних ракетних двигунних установок, складних гідромеханічних систем, систем віброзахисту об'єктів ракетно-космічної, автомобільної та військової техніки.

ПИСАРЕНКО Вадим Юрійович — начальник відділу проектно-конструкторського бюро з розробки ракетних двигунів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування і відпрацювання ракетних двигунів, об'єктів ракетно-космічної та військової техніки.

ПОПОВ Володимир Анатолійович — провідний інженер-конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка, двигунобудування.

ПРОКОПЧУК Олександр Олександрович — головний конструктор і начальник проектно-конструкторського бюро з розробки ракетних двигунів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики.

Напрямок науки — проектування і відпрацювання ракетних двигунів, об'єктів ракетно-космічної та військової техніки.

РЕВА Вадим Сергійович — начальник групи розробки систем автономного електрозабезпечення Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — системи електрозабезпечення для наземних стаціонарних і мобільних стартових комплексів.

ТИМОШЕНКО Валерій Іванович — завідувач відділу аерогазодинаміки і динаміки технічних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук, професор, член-кореспондент Національної академії наук України, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки та премії Національної академії наук України ім. М. К. Янгеля.

Напрямок науки — аерогазодинаміка, механіка рідини, газу і плазми.

ТЯГУР Володимир Михайлович — заступник начальника комплексу Казенного підприємства спеціального приладобудування «Арсенал», кандидат технічних наук, доцент, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — оптичні системи космічного базування, інфрачервоної техніки і оптико-електронних систем спостережень.

ФРОЛОВ Віктор Петрович — заступник начальника проектного комплексу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — енергобалансні задачі для наземних стаціонарних і мобільних стартових комплексів.

ХОРОЛЬСЬКИЙ Михайло Степанович — доцент кафедри технології виробництва фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, старший науковий співробітник. Заслужений працівник промисловості України, Лауреат Державної премії СРСР, нагороджений орденами: «Трудового червоного прапора», «За заслуги» III ступеня, медаллю «Ветеран праці», медаль «За заслуги перед містом», має три галузеві нагороди, 12 іміджевих нагород і одну нагороду органів місцевого самоврядування.

Напрямок науки — матеріалознавство, розробка та дослідження еластомерних матеріалів і виробів на їхній основі.

ХОРЯК Наталія Віталіївна — старший науковий співробітник відділу динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрямок науки — динаміка рідинних ракетних двигунів, подовження стійкості рідинних ракет-носіїв.