

УДК 629.7.036.5 + 629.7.054.2

Канд. техн. наук **В. А. Мосейко**<sup>1</sup>, канд. техн. наук **Ю. А. Митиков**<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КБ «Южное», <sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара; г. Днепропетровск

## ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИБАКОВЫХ ПРОЦЕССОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

*Разработана методика физического моделирования процессов, происходящих внутри топливных баков двигательных установок ракет-носителей. Учтены все основные влияющие факторы, включая аэродинамический нагрев топлива. Основные допущения – время наддува, газ наддува, его температура, компонент топлива, материал стенок бака на модели и натуре одинаковы. Методика учитывает возможности современной стендовой базы. Она позволяет существенно упростить, ускорить и удешевить внедрение новых перспективных решений по наддуву топливных баков.*

**Ключевые слова:** системы наддува, физическое моделирование, аэродинамический нагрев, упрощение обработки.

### Введение

По мнению ряда аналитиков [1], с выходом на космическую арену частных компаний США, в первую очередь SpaceX и Orbital Science, пошел процесс необратимых качественных изменений в ракетной технике – от достижения политических целей с помощью космоса любой ценой до экономически обоснованных технических решений. Указанные компании благодаря современным эффективным подходам в рекордно короткие сроки обеспечили проектирование, изготовление и, в конечном счете, доставку собственными носителями грузов на МКС по столь низкой цене, что в пору говорить о демпинге [2]. Тут следует также подчеркнуть тот факт, что в тендере, объявленном правительством США на доставку грузов на МКС, участвовало более 20 венчурных компаний. Другими словами, сделать добротные эскизные проекты ракет-носителей и кораблей, которые в автоматическом режиме стыкуются с МКС и доставляют грузы на Землю, на начало второго тысячелетия в США оказались в состоянии уже более 20 компаний.

На протяжении последних 10 лет всеми странами мира в среднем производится в год всего лишь около 80 запусков различных объектов в космос (военного, научного и коммерческого назначения). Количество стран, обладающих полным циклом изготовления космической техники, растет и сегодня составляет уже более десяти (плюс Европейское космическое агентство). Не удивительно, что на рынке пусковых услуг началась серьезная коммерческая борьба. Естественно, что побеждать в ней будет тот, кто обеспечит более дешевый вывод полезной нагрузки в космос при принятой надежности. Для удержания

своих позиций, например Российское космическое агентство, было вынуждено снизить с конца 2014 г. стоимость запуска РН «Протон» на 25 % [3].

### Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами

Для наддува топливных баков современных двигательных установок (ДУ) на компонентах топлива кислород и керосин в качестве рабочего тела широкое распространение нашёл гелий. Особо необходимо отметить, что гелиевые системы применяются сегодня практически в том же виде, что и пятьдесят лет тому назад. Анализ экономической составляющей применения гелия в составе ракет-носителей (РН) показывает, что гелиевая пневмогидравлическая система подачи топлива (ПГСП), включающая в себя такие основные части как системы предпускового и полетного наддувов (СН), является самой дорогостоящей частью ракеты [4] после современных ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа. Поэтому исследования, направленные на удешевление и упрощение конструкций СН являются весьма актуальными [5].

### Формулирование целей статьи

Для внедрения новых идей по улучшению параметров и конструкции СН нужна их полноценная наземная отработка. Проведение такой отработки на полномасштабной материальной части крайне дорогостоящее мероприятие, а в большинстве случаев и невозможное из-за отсутствия стендовой базы соответствующей размерности. Для носителей среднего класса и выше не было ее и в Советском Союзе. Поэтому создание методики физического моделирования (на

уменьшенных установках) процессов, происходящих внутри топливных баков при их наддуве неизотермическими рабочими телами на активном участке траектории полета РН (внутрибаковые процессы), позволило бы существенно упростить, ускорить и удешевить внедрение новых перспективных решений.

Целью настоящих исследований является создание методики физического моделирования параметров СН несущих топливных баков ДУ ракет-носителей на активном участке траектории полета на уменьшенных моделях. Методика должна быть реализуема в современных условиях и обеспечивать достаточную для проектирования точность полученных результатов.

**Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов**

Анализ научной и технической литературы по интересующей нас проблеме приводит к неутешительному заключению, что классическое физическое моделирование параметров современных СН невозможно. Такой вывод получен в силу одновременного протекания внутри баков в полете целого ряда разнородных явлений теплового (достигнут уровень температур газа наддува на входе в тонкостенные алюминиевые баки до 1120К), газодинамического, гидравлического, массообменного характера. Данной проблеме посвящено минимум исследований по указанным выше причинам. Комплексного характера они лишены.

Существенно упрощает организацию физического моделирования использование на модельных испытаниях натуральных газа наддува, компонента топлива, материала обечаек бака и технологии их изготовления. Наиболее плодотворным в современных условиях, на наш взгляд, является подход к приближенному моделированию, согласно которому давления газа в модельном и натурном баках по времени работы СН должны быть равны, т. е.  $P(\tau)_н = P(\tau)_м$  и соответственно

$\dot{P}(\tau)_н = \dot{P}(\tau)_м$ . Это позволяет использовать на модели разрабатываемые для данной двигательной установки агрегаты автоматики, средства измерения, уникальные штатные сигнализаторы давлений, что также существенно ускоряет, упрощает и удешевляет проведение физического моделирования.

Основопологающим для определения режимов модельной отработки параметров СН является уравнение термодинамики тел переменной массы. Применительно к скорости изменения давления газа в баке по времени наддува для самого простого случая (без работы предохранительного клапана, возможных химических реакций в сво-

бодном объеме бака, конденсации составляющих газ наддува и т. п.) оно имеет вид [6]:

$$\dot{P} = \frac{k_{\Sigma} - 1}{V} \left[ \frac{k_i}{k_i - 1} \dot{m}_i R_i T_i + \frac{k_s}{k_s - 1} \dot{m}_s R_s T_s - \left( -\frac{k_{\Sigma}}{k_{\Sigma} - 1} P \dot{V} + \frac{\dot{k}_{\Sigma}}{(k_{\Sigma} - 1)^2} P V - \dot{Q}_{\Sigma} \right) \right], \quad (1)$$

где  $k_{\Sigma}, k_i, k_s$  – показатель адиабаты смеси газа наддува в свободном объеме бака, вводимого газа и паров топлива в баке соответственно;

$V, \dot{V}$  – текущий свободный объем газа в баке и расход топлива из бака;

$\dot{m}_i, \dot{m}_s$  – расход газа на наддув бака и приход паров топлива в свободный объем бака соответственно;

$T, T_i, T_s$  – среднемассовая температура газа в баке, на входе в бак и испаряющихся паров топлива соответственно;

$R_i, R_s$  – газовые постоянные газа наддува и паров топлива соответственно;

$\dot{Q}_{\Sigma}$  – тепловые потери газа наддува в граничные поверхности бака.

В общем случае тепловые потери газа наддува в баке равны:

$$\dot{Q}_{\Sigma} = \dot{Q}_w + \dot{Q}_s,$$

где  $\dot{Q}_w = \alpha_w S_w (T - T_w)$ ,

$$\dot{Q}_s = \alpha_s S_s (T - T_s),$$

$S_w, S_s$  – площади внутренней поверхности бака и поверхности топлива;

$\alpha_w, \alpha_s$  – коэффициенты теплоотдачи от газа наддува в стенки бака и поверхность топлива в баке.

Для получения основных соотношений параметров модели и натуре примем упрощающие допущения:

- теплообмен газа наддува в свободном объеме бака с граничными поверхностями определяется законами естественной конвекции;

- внутреннее силовое подкрепление (размеры вафли, шпангоуты) штатного и модельного бака подобно;

- материал стенок бака, компонент топлива, газ наддува и его температура на входе в бак по времени работы ДУ на натуре и модели одинаковы;

- прогрев верхнего слоя топлива определяется аэродинамическим тепловым потоком.

Приняв во внимание, что  $\dot{V}_м = \dot{V}_н / n^3$  для обеспечения равенства  $\dot{P}_м = \dot{P}_н$ , все члены урав-

нения (1) применительно к  $\dot{P}_M$  надо уменьшить в  $n^3$  раз. Тогда соотношение по энергии, вносимой в модельный бак газом наддува, должно выглядеть относительно натурального бака следующим образом:

$$\left( \frac{k_i}{k_i - 1} \dot{m}_i R T_{ex} \right)_M = \left( \frac{k_i}{k_i - 1} \dot{m}_i R T_{ex} \right)_H / n^3.$$

Отсюда следует, что  $\dot{m}_{iM} = \dot{m}_{iH} / n^3$ .

С учетом принятых допущений, а именно – на модели и натуре используется кипящий кислород, можно записать:

$$k_{SM} = k_{SH}, R_{SM} = R_{SH}, T_{SM} = T_{SH}.$$

Энергия, подводимая к газу наддува в баках за счет испарения кислорода в баках:

$$\left( \frac{k_s}{k_s - 1} \dot{m}_s R_s T_s \right)_M = \left( \frac{k_s}{k_s - 1} \dot{m}_s R_s T_s \right)_H.$$

Отсюда следует, что должно выполняться соотношение  $\dot{m}_{SM} = \dot{m}_{SH} / n^3$ .

Анализ многочисленных экспериментальных данных [7] показывает, что за исключением начального участка полета массообмен в свободном объеме несущего нетеплоизолированного бака при наддуве, подогретым гелием, в основном определяется аэродинамическим тепловым потоком. Основываясь на результатах исследований по кипению в пристеночном слое недогретых жидкостей в большом объеме [8], можно полагать, что паровые пузырьки прорываются в свободный объем бака лишь с определенной глубины  $h_s$ :

$$\dot{m}_s = A q_{aэп} \pi d_\sigma h_s,$$

где  $A$  – коэффициент пропорциональности (экспериментальный).

Полученное выражение несложно привести к интересующему нас виду:

$$\left( A q_{aэп} \pi d_\sigma h_s \right)_M = \left( A q_{aэп} \pi d_\sigma h_s \right)_H / n^3.$$

Отсюда несложно получить  $q_{aэпM} = q_{aэпH} / n$ .

Соотношение для составляющей внутрибаковой энергии выполняется автоматически:

$$\left[ \frac{\dot{k}_\Sigma}{(k_\Sigma - 1)^2} PV \right]_M = \left[ \frac{\dot{k}_\Sigma}{(k_\Sigma - 1)^2} PV \right]_H \cdot \frac{1}{n^3}.$$

Из анализа следующего составляющего уравнения энергии

$$\left( \frac{k_\Sigma PV}{k_\Sigma - 1} \right)_M = \left( \frac{k_\Sigma PV}{k_\Sigma - 1} \right)_H \cdot \frac{1}{n^3}$$

следует, что  $\dot{V}_M = \dot{V}_H / n^3$ .

Аналогичным образом можно написать выражение для энергии теплообмена между газом наддува и конструкцией бака:

$$[S_w \alpha_w (T - T_w)]_M = [S_w \alpha_w (T - T_w)]_H \cdot \frac{1}{n^3}.$$

Из полученного выражения следует:

$$[\alpha_w (T - T_w)]_M = [\alpha_w (T - T_w)]_H \cdot 1/n. \quad (2)$$

Рассмотрим составляющие этого уравнения. Среднемассовая температура газа в свободном объеме бака определяется следующим образом:

$$T = \frac{PV}{m_\Sigma R_\Sigma}.$$

В соответствии с принятым ранее подходом к моделированию  $P_M = P_H$ . Суммарная масса газа в свободном объеме бака определяется как:

$$m_\Sigma = \int_0^\tau \dot{m}_i d\tau + \int_0^\tau \dot{m}_s d\tau.$$

$$\text{Тогда } T_M = \left( \frac{PV}{m_\Sigma R_\Sigma} \right)_M = \frac{(PV)_M}{n^3 R_\Sigma} \cdot n^3 / m_\Sigma \quad \text{и}$$

$$T_M = T_H.$$

Используя известное выражение для коэффициента теплоотдачи в условиях естественной конвекции [6]

$$\alpha_w = \frac{1,5 \cdot (T - T_w)^{0,5}}{T}$$

получим

$$\alpha_w (T - T_w) = 1,5 \cdot (T - T_w)^{1,5}.$$

Из уравнения (2) с учетом  $T_M = T_H$  следует:

$$(T - T_w)_M^{1,5} = (T - T_w)_H^{1,5} / n,$$

$$\text{или } (T - T_w)_M = (T - T_w)_H / n^{0,67}.$$

Из полученного выражения видно, что температура конструкции модели должна быть ниже температуры конструкции натуре,

$$\text{т. е. } T_{wM} < T_{wH} \quad \text{и} \quad \dot{T}_{wM} < \dot{T}_{wH}. \quad (3)$$

Градиент изменения температуры конструкции бака по времени работы системы наддува определяется по уравнению:

$$\dot{T}_w = \frac{q_{aэп} - \alpha_w (T - T_w)}{(ср\delta)_w}.$$

Учитывая, что  $q_{aэпM} = q_{aэпH} / n$ , а коэффициент

теплоотдачи в стенку  $\alpha_w$  не зависит от геометрических размеров бака, для обеспечения зависимости (2) достаточно выполнить соотношение

$$(cr\delta)_{\text{мн}} = (cr\delta)_{\text{мм}} / n \text{ или } \delta_{\text{мн}} = \delta_{\text{мм}} / n.$$

Потери тепла от газа наддува в поверхность компонента топлива должны соотноситься на модели и натуре как

$$[\alpha_s S_s (T - T_s)]_{\text{м}} = [\alpha_s S_s (T - T_s)]_{\text{н}} / n^3.$$

Из полученного выражения несложно получить

$$[\alpha_s (T - T_s)]_{\text{м}} = [\alpha_s (T - T_s)]_{\text{н}} / n. \quad (4)$$

Прогрев компонента топлива в баке в основном зависит от уровня аэродинамических тепловых потоков в стенку бака и может определяться по уравнению:

$$\Delta T = \frac{4q_{\text{аэп}}\tau}{crd} + Cq_{\text{аэп}}^{3/4},$$

где  $C$  – постоянная величина для конкретных условий.

Используя полученные ранее соотношения можно записать:

$$\Delta T_{\text{м}} = \frac{4q_{\text{аэпн}}n\tau}{crd_{\text{н}}n} + \frac{Cq_{\text{аэпн}}^{3/4}}{n^{3/4}}. \quad (5)$$

Как видно из уравнения (5), составляющие прогрева компонента топлива зависят в различной степени от коэффициента моделирования. Далее, прогрев компонента на модели будет меньше, чем в натуральных условиях. Этот вывод распространяется и на абсолютное значение температуры топлива, т. к.  $T_s = T_{s0} + \Delta T$ .

Ситуацию в данном случае упрощает регулируемая СН. Она может ограничить давление газа в баке потребным уровнем, например,  $\sim 1,6 \cdot 10^5$  Па, что не позволит кислороду нагреваться в таком случае выше равновесной температуры

$T_s = \sim 95\text{K}$  как в модельном баке, так и в натурном. Поэтому при работе регулируемой СН можно считать  $T_{\text{см}} \approx T_{\text{сн}}$ .

Уравнение для коэффициента теплоотдачи от газа наддува к поверхности компонента топлива в баке, за исключением кратковременного начального участка наддува, имеет вид:

$$\alpha_s = B \cdot (T - T_s)^{1/3} \left( \frac{2P}{T_s + T} \right)^{0,7},$$

где  $B$  – экспериментальный коэффициент.

При  $P_{\text{м}} = P_{\text{н}}$ ,  $T_{\text{м}} = T_{\text{н}}$ ,  $T_{\text{см}} = T_{\text{сн}}$  получим  $\alpha_{\text{см}} = \alpha_{\text{сн}}$ .

Очевидно, что при таких условиях выполнить соотношение (4) не представляется возможным. Из этого следует, что теплообмен между газом наддува и поверхностью компонента топлива в баке модели будет происходить более интенсивно, чем в натурном баке. Это приведет к уменьшению среднemasсовой температуры газа в модели. Следовательно, потребный диапазон давления газа в натурном баке будет обеспечен меньшим расходом газа, чем следует из соотношений созданной методики.

Полученные соотношения параметров модели и натуре приведены в таблице 1.

Таблица 1

№ п/п	Наименование параметра	Расчетное соотношение параметров
1	Линейные размеры	$L_{\text{м}} = L_{\text{н}}/n; D_{\text{м}} = D_{\text{н}}/n$
2	Объем бака	$V_{\text{м}} = V_{\text{н}}/n^3$
3	Расход компонента из бака	$\dot{V}_{\text{м}} = \dot{V}_{\text{н}}/n^3$
4	Температура газа наддува на входе в бак	$T_{\text{вх.м}} = T_{\text{вх.н}}$
5	Удельный аэродинамический тепловой поток	$q_{\text{аэпм}} = q_{\text{аэпн}}/n$
6	Толщина стенки бака	$\delta_{\text{м}} = \delta_{\text{н}}/n$
7	Расход газа на наддув	$\dot{m}_{\text{им}} = \dot{m}_{\text{ин}}/n^3$
8	Рабочий запас газа наддува	$m_{\text{им}} = m_{\text{ин}}/n^3$

### Выводы из данного исследования

Создана методика физического моделирования параметров СН несущих топливных баков ДУ ракет-носителей на активном участке траектории полета на уменьшенных моделях. Учтены все основные влияющие факторы применительно к горячему наддуву топливных цилиндрических несущих баков на активном участке траектории полета. Методика реализуема на существующей стендовой базе.

### Список литературы

- 1 НАСА запускает программу создания частных пилотируемых кораблей [Электронный ресурс] / – Режим доступа: <http://ebul.ru/dl/digest-046f.pdf>. – 28.01.2014.
- 2 Соколов А. Исследование РБК : Россия проигрывает космическую гонку Китаю [Электронный ресурс] / А. Соколов, И. – Режим доступа: <http://top.rbc.ru/economics/30/06/2014/933404.shtml>. – 30.06.2014 .
- 3 «Протон-М» ждет серьезная конкуренция с американской Falcon 9 [Электронный ресурс] /

- Режим доступа: <http://topwar.ru/37566-proton-m-zhdet-sereznaya-konkurenciya-s-amerikanskoj-falcon-9.html/> – 2.12.2013.
4. Дегтярев А.В. Ракета космического назначения сверхмалого класса / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарев // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГKB «Южное». – 2014. – № 1. – С. 14–20.
  5. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов / Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 87–90.
  6. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет / Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1976. – 335 с.
  7. Ring Elliot. Rocket Propellant and Pressurization Systems / Elliot Ring. – PrenticeHall., Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 1964. – 404 p.
  8. Григорьев В. А. Кипение криогенных жидкостей [Текст] / В. А. Григорьев, Ю. М. Павлов, Е. В. Аметистов. – М. : Энергия, 1977. – 289 с.

Поступила в редакцию 22.06.2015

**Мосейко В.О., Митіков Ю.О. Фізичне моделювання внутрішньобакових процесів рухових установок ракет-носіїв**

*Розроблено методику фізичного моделювання процесів, що відбуваються всередині паливних баків рухових установок ракет-носіїв. Враховано всі основні впливові фактори, в тому числі аеродинамічний нагрів палива. Основні припущення - час наддування, газ наддування, його температура, компонент палива, матеріал стінок бака на моделі і натурі однакові. Методика враховує можливості сучасної стендової бази. Вона дозволяє істотно спростити, прискорити і здешевити впровадження нових перспективних рішень по наддуванню паливних баків.*

**Ключові слова:** системи наддування, фізичне моделювання, аеродинамічний нагрів, спрощення відпрацювання.

**Moseyko V., Mitikov Yu. Rocket internal fuel tank processes physical modelling methodology has been implemented**

*All main factors including aerodynamic fuel heating are taking into account. Main assumptions that pressurization time, pressurization gas, its temperature, fuel component, tank material are same both for testing and production environments. Methodology takes scope of modern stands into account. It allows to simplify, speed up, and reduce costs of new perspective tank pressurization solutions enrolment.*

**Key words:** pressurization systems, physical modelling, aerodynamic heating, tests simplifying.