

Инженерная методика оценки поведения основных внутрибаковых параметров двигательных установок ракет-носителей в условиях полета

© Н.В. Диесперов¹, А.Р. Полянский², В.Б. Сапожников²

¹КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Москва, 121309, Российская Федерация

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Предложена инженерная методика на основе расчетной математической модели для оценки изменения внутрибаковых параметров по циклограмме полета в топливных баках перспективных ракет-носителей. Рассмотрен упрощенный подход к моделированию внутрибаковых процессов на основе расчетной модели с сосредоточенными параметрами, в рамках которой предполагается, что в каждый момент времени термодинамические параметры в каждой точке газовой полости бака одинаковы. Кроме того, сложная физика взаимодействия струи газа наддува из газоваода с поверхностью компонента топлива заменена осредненными значениями коэффициента теплоотдачи и расхода испарения, полученными в ходе состоявшихся ранее испытаний. Система уравнений газовой динамики дополнена алгоритмом наддува, реализованным в рамках системы измерения давления в газовой полости бака. На основании рассматриваемой в работе математической модели построены прогнозные значения поведения некоторых внутрибаковых параметров топливных баков и выполнено их сопоставление с данными летных испытаний, т. е. проведена верификация предложенной математической модели по данным телеметрии, полученным в ходе испытаний. Актуальность работы обусловлена необходимостью быстрого получения предварительных инженерных оценок внутрибаковых параметров и характеристик системы ПГСР при организации разработок по созданию новых перспективных ракет-носителей.

Ключевые слова: математическая модель, внутрибаковые процессы, алгоритм наддува, испытания, компонент топлива, модель с сосредоточенными параметрами

Введение. При разработке изделий ракетно-космической техники, в частности перспективных ракет-носителей, на этапе проектирования необходимо проведение прогноза поведения основных термодинамических параметров (давления, температуры, массы газов) в топливных баках. Для решения данной задачи используется математическое моделирование. В настоящее время имеющиеся математические модели внутрибаковых процессов для изделий данного класса условно можно разделить на две большие группы [1]. К первой относятся сложные трехмерные модели, максимально учитывающие физику процесса [2]. Для таких моделей требуются сложные программные комплексы типа Logos или FlowVision и большие вычислительные возможности ЭВМ. Кроме того, расчеты с использованием этих подходов занимают крайне много времени. Ко второй группе относятся более простые одномерные модели [3, 4]. К их недостаткам

можно отнести то, что они разрабатываются до проведения летных испытаний и, соответственно, не могут быть верифицированы по результатам этих испытаний и не всегда дают корректную картину процесса.

Следовательно, имеющийся комплекс моделей затрудняет выполнение предварительных инженерных оценок, в результате чего возникает необходимость поиска более простых и быстрых способов для их проведения.

Цель данной работы — разработка математической модели для выполнения быстрых инженерных оценок на различных этапах проектирования для перспективной ракеты-носителя. Особенность данного изделия заключается в том, что давление в топливных баках регулируется специальным программным алгоритмом, позволяющим удерживать его в баке в заданных границах (система контроля давления). В математической модели, рассматриваемой в данной работе, учитывается работа такой системы.

Актуальность данной работы обусловлена как разработкой самой ракеты, так и дальнейшими планами по развитию изделия, а также применением системы контроля давления в других перспективных изделиях ракетно-космической техники (в частности, разгонных блоках), где также планируется использование системы контроля давления в топливных баках.

По результатам работы сформировано программное обеспечение, которое применяется для расчета внутрибаковых процессов каждой из ступеней трехступенчатой перспективной ракеты-носителя, полученные расчетные значения сопоставлены с экспериментальными данными.

Постановка задачи. Рассматривается динамика выработки компонентов ракетного топлива из баков окислителя и горючего любой из ступеней перспективной ракеты-носителя. Топливные баки окислителя и горючего имеют общую систему наддува, где газ наддува берется из аккумуляторов давления, погруженных в окислитель (жидкий кислород). Уровень давления в газовых полостях топливных баков поддерживается в заданном диапазоне давлений системой контроля давления, которая по заданному алгоритму меняет жиклеры на линии наддува баков и тем самым регулирует наддув и, соответственно, давление [5].

В задаче требуется построить математическую модель, описывающую внутрибаковые процессы в баках окислителя и горючего с учетом работы системы контроля давления, сопоставить полученные результаты с результатами эксперимента, дать прогноз поведения внутрибаковых параметров в ходе дальнейших испытаний, а также рекомендации по применимости модели для оценок внутрибаковых процессов

при дальнейших модификациях ракеты. Упрощенная схема топливного бака представлена на рис. 1.

Математическая модель. Как было представлено выше, в работе рассмотрен прогноз поведения основных внутрибаковых параметров на активном участке полета перспективной ракеты-носителя на основании математического моделирования. Для решения данной задачи предложена математическая модель, основанная на законах сохранения массы и энергии в газовой подушке бака [6–10], которая также учитывает алгоритм системы контроля давления в топливных баках ракеты-носителя. Для описания внутрибаковых процессов приведем следующие соотношения:

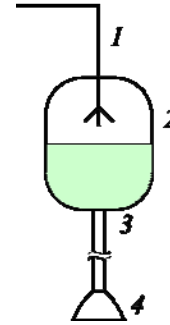


Рис. 1. Упрощенная схема топливного бака: 1 — газодува наддува; 2 — топливный бак; 3 — расходная магистраль; 4 — маршевый двигатель

$$P_{\text{бак}} = \frac{M_{\text{газ.надд}} R_{\text{газ.надд}} T_{\text{под}}}{V_{\text{под}}} + P_s; \quad (1)$$

$$M_{ps} = \frac{P_s V_{\text{под}}}{R_{ps} T_{\text{под}}}; \quad (2)$$

$$P_{\text{вход.двиг}} = P_s = f(T_{\text{кт}}); \quad (3)$$

$$\frac{dV_{\text{под}}}{dt} = \frac{G_{\text{кт}}}{\rho_{\text{кт}}}; \quad (4)$$

$$M_{\text{под}} = M_{ps} + M_{\text{газ.надд}}; \quad (5)$$

$$q_{\text{надд}} = \frac{dM_{\text{надд}}}{dt} = k_{\text{расх}} \frac{P_{\text{шб}} S_{\text{жик}} m}{\sqrt{T_{\text{шб}}}}; \quad (6)$$

$$m = \sqrt{k \left(\frac{k}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \sqrt{\frac{1}{R}}; \quad (7)$$

$$S_{\text{жик}} = \alpha S_{\text{жик1}} + \beta S_{\text{жик2}} + \gamma S_{\text{жик3}}, \quad (8)$$

где $R_{\text{газ.надд}}$ — газовая постоянная газа наддува; R_{ps} — газовая постоянная паров насыщения кислорода; P_s — давление паров насыщения кислорода; $P_{\text{бак}}$ — внутрибаковое давление; $M_{\text{газ.надд}}$ — масса газа наддува бака (гелий); M_{ps} — масса паров насыщения кислорода; $M_{\text{под}}$ — масса газа в газовой полости бака; f — кривая насыщения;

$T_{\text{под}}$ — температура газовой полости бака; $V_{\text{под}}$ — объем газовой полости бака; $G_{\text{КТ}}$ — расход компонентов топлива (КТ); $\rho_{\text{КТ}}$ — плотность КТ; $q_{\text{надд}}$ — расход газа наддува; $S_{\text{жик1}}$, $S_{\text{жик2}}$, $S_{\text{жик3}}$ — площади проходных сечений жиклеров в системе наддува бака; α, β, γ — коэффициенты, определяемые алгоритмом системы наддува, принимают значения 0 и 1; $k_{\text{расх}}$ — коэффициент расхода через жиклеры наддува.

Коэффициент расхода через жиклеры наддува определяется эффективной площадью критического сечения жиклера, которая оказывается меньше геометрической площади сечения вследствие наличия пограничного слоя течения в критическом сечении. Для оценки коэффициента расхода была решена отдельная задача по моделированию течения газа в газопроводе наддува в среде FlowVision.

Для расчета температуры газовой полости топливного бака в каждый момент времени систему уравнений (1)–(8) необходимо дополнить уравнением сохранения энергии. Для случая, учитывающего теплообмен газовой подушки бака, это уравнение запишется в следующем виде:

$$c_v \frac{d(M_{\text{под}} T_{\text{под}})}{dt} = c_p T_{\text{надд}} q_{\text{надд}} + c_p T_s q_{ps} - Q_w - Q_s - P_{\text{под}} \frac{dV_{\text{под}}}{dt}, \quad (8)$$

где c_p, c_v — теплоемкости газа (смесь паров насыщения кислорода и гелия) в подушке при постоянном объеме и давлении соответственно; T_s — температура зеркала жидкого КТ; Q_w — теплоприток от газа в газовой полости к стенке бака; Q_s — теплоприток от газа в газовой полости к зеркалу КТ,

$$Q_s = \alpha_s S_s (T_{\text{под}} - T_s),$$

где α_s — коэффициент теплоотдачи поверхности КТ.

Удельные теплоемкости c_p, c_v найдем из соотношений:

$$\frac{c_p}{c_v} = k_{\text{ад}}, \quad (9)$$

$$c_p - c_v = R_{\text{см}}, \quad (10)$$

где $R_{\text{см}}$ — газовая постоянная смеси газов в газовой полости бака окислителя (гелий и пары кислорода).

Для оценки расхода наддува $q_{\text{надд}}$ система уравнений для проведения расчетов должна учитывать алгоритм функционирования

системы наддува топливного бака, основанный на работе измерительной системы давления внутри газовой полости топливных баков. В данной работе этот алгоритм кратко описан ниже (его программная реализация — наиболее трудоемкая часть рассматриваемой в работе модели). Необходимо отметить, что функционирование системы наддува основано на регулировании расхода наддува посредством трех параллельно установленных жиклеров, из которых в соответствии с алгоритмом вводится в работу их та или иная комбинация (матрица).

Для оценки расхода испарения q_{ps} паров КТ с зеркала жидкости в топливном баке для простоты расчетов была взята средняя оценка данного параметра:

$$q_{ps} = \frac{\Delta M_{ps}}{\Delta t_{\text{раб.двиг}}}, \quad (11)$$

$$\Delta M_{ps} = M_{ps \text{ кон}} - M_{ps \text{ нач}}, \quad (12)$$

где $\Delta t_{\text{раб.двиг}}$ — время работы ДУ; $M_{ps \text{ кон}}$ — масса насыщенных паров в баке на момент окончания работы ДУ; $M_{ps \text{ нач}}$ — масса насыщенных паров в баке на момент контакта подъема (КП) или разделения ступеней.

Параметры $M_{ps \text{ кон}}$, $M_{ps \text{ нач}}$ рассчитывают по результатам данных телеметрических измерений, полученных в ходе предыдущих испытаний.

Для каждого из теплопритоков Q_w в уравнении (8) запишем выражение

$$Q_w = \alpha_w S_w (T_{\text{под}} - T_w), \quad (13)$$

где α_w — коэффициент теплоотдачи внутренней стенки бака; S_w — площадь поверхности бака, соприкасающейся с подушкой; T_w — температура стенки бака; $R_{\text{см}}$ — газовая постоянная смеси в подушке (пары насыщения кислорода и газа наддува (гелий)).

Динамика температуры стенки бака рассчитывается из соотношения

$$C_w M_{\text{констр}} \frac{dT_w}{dt} \cong \alpha_{\text{ext}} S_w (T_{\text{ext}} - T_w) + \alpha_w S_w (T_{\text{под}} - T_w) + q_{\text{вн}}, \quad (14)$$

где C_w — удельная теплоемкость алюминия; $M_{\text{констр}}$ — масса «сухой» конструкции бака; α_{ext} — коэффициент теплоотдачи внешней стенки бака; S_w — площадь поверхности бака, соприкасающейся с подушкой; T_{ext} — температура окружающей среды; α_w — коэффициент теплоотдачи внутренней стенки бака; $q_{\text{вн}}$ — внешний теплоприток к стенке бака.

Уравнения (1)–(14), описывающие внутрибачковые процессы, должны быть дополнены уравнениями, описывающими процессы в шар-баллонах наддува (ШБН): уравнение состояния, уравнение неразрывности и уравнение сохранения энергии. При этом к формированию уравнения сохранения энергии можно подойти двумя способами:

1) представить уравнение сохранения энергии в виде политропической зависимости вида

$$\left(\frac{p}{V}\right)^n = \text{const},$$

где n — показатель политропы, он берется равным $n_{\text{пол}} = 1,1\text{--}1,2$; данное значение было получено ранее эмпирическим путем в ходе стендовых испытаний;

2) расписать полное уравнение сохранения энергии в ШБН с учетом теплообмена, где коэффициенты теплоотдачи с внешней и внутренней стороны ШБН определяются как функции числа Прандтля и Грасгофа [11]:

$$\text{Nu} = \frac{\infty d}{\lambda} = f(\text{Gr}, \text{Pr}).$$

В данной работе для описания теплообменных процессов в ШБ используется именно второй вариант. Соответственно, ниже представлена система уравнений, описывающих процессы в ШБН, которая включает:

уравнение состояния

$$P_{\text{шб}} = \frac{m_{\text{шб}} R_{\text{гел}} T_{\text{шб}} z}{V_{\text{шб}}}, \quad (15)$$

$$z = f(p_{\text{шб}}, T_{\text{шб}}); \quad (16)$$

уравнение сохранения энергии газа в ШБН

$$c_{\text{ст.шб}} M_{\text{ст.шб}} \frac{dT_{\text{ст.шб}}}{dt} \cong \alpha_{\text{внутр}} S_{\text{внутр}} (T_{\text{ст.шб}} - T_{\text{шб}}) + \alpha_{\text{внеш}} S_{\text{внеш}} (T_{\text{кт}} - T_{\text{ст.шб}}); \quad (17)$$

уравнение изменения температуры стенки ШБН

$$c_{\text{гел}} m_{\text{шб}} \frac{dT_{\text{шб}}}{dt} \cong \alpha_{\text{внутр}} S_{\text{внутр}} (T_{\text{ст.шб}} - T_{\text{шб}}) + R_{\text{гел}} q_{\text{надд}} T_{\text{шб}}; \quad (18)$$

а также соотношения, определяющие коэффициенты теплообмена на внутренней и внешней поверхности стенок шар-баллона наддува:

$$\beta_{\text{внутр}} = \frac{1}{T_{\text{шб}}}, \quad (19)$$

$$\theta_{\text{внутр}} = |T_{\text{ст.шб}} - T_{\text{шб}}|, \quad (20)$$

$$\text{Gr}_{\text{внутр}} = \frac{n_x g \beta_{\text{внутр}} \theta_{\text{внутр}} d^3}{T_{\text{шб}}}, \quad (21)$$

$$\text{Pr}_{\text{внутр}} = \frac{\nu \rho c_p}{\lambda_{\text{гел}}}, \quad (22)$$

$$\text{Nu}_{\text{внутр}} = 0,15(\text{Gr}_{\text{внутр}} \text{Pr}_{\text{внутр}})^{0,33}, \quad (23)$$

$$\alpha_{\text{внутр}} = \frac{\text{Nu}_{\text{внутр}} \lambda_{\text{гел}}}{d}. \quad (24)$$

Для оценки коэффициента теплоотдачи на внешней стенке ШБН записываются соотношения, аналогичные соотношениям (19)–(24), но с индексом «внеш», которые приводят к соотношению

$$\alpha_{\text{внеш}} = \frac{\text{Nu}_{\text{внеш}} \lambda_{\text{кисл}}}{d}, \quad (25)$$

где z — коэффициент сжимаемости в ШБН; $c_{\nu\text{гел}}$ — удельная теплоемкость гелия при постоянном объеме; $c_{\text{ст.шб}}$ — теплоемкость стенки ШБ; $M_{\text{ст.шб}}$ — масса стенки шар-баллона наддува; $R_{\text{гел}}$ — газовая постоянная гелия; $V_{\text{шб}}$ — объем ШБ; $m_{\text{шб}}$ — масса газа наддува в ШБН; $P_{\text{шб}}$ — давление в ШБН; $T_{\text{ст.шб}}$ — температура стенки шар-баллона наддува; $T_{\text{шб}}$ — температура среды в ШБН; β — коэффициент температурного расширения; n_x — перегрузка; g — ускорение свободного падения; d — внутренний диаметр ШБН; ν — кинематическая вязкость гелия в ШБН; ρ — плотность гелия в шар-баллоне наддува; $\lambda_{\text{гел}}$ — теплопроводность гелия; $\lambda_{\text{кисл}}$ — теплопроводность кислорода; $\text{Gr}_{\text{внутр}}$, $\text{Gr}_{\text{внеш}}$ — число Грасгофа; $\text{Nu}_{\text{внутр}}$, $\text{Nu}_{\text{внеш}}$ — число Нуссельта; $\text{Pr}_{\text{внутр}}$, $\text{Pr}_{\text{внеш}}$ — число Прандтля; $\alpha_{\text{внутр}}$, $\alpha_{\text{внеш}}$ — коэффициент теплоотдачи внутренней и внешней стенок шар-баллона наддува.

Коэффициент сжимаемости z в выражении (16) определяется на основании эмпирических зависимостей, его значение находится в диапазоне 1,05–1,4.

Таким образом, система уравнений (1)–(21) полностью описывает динамику внутрибаковых процессов в рамках рассмотренной модели. Газовая постоянная смеси в подушке $R_{\text{см}}$ рассчитывается на каждом

временном шаге на основании закона сохранения массы и закона Дальтона:

$$P_{\text{под}} = P_s + P_{\text{газ.надд}} \quad (24)$$

Рассмотренная выше система уравнений решается совместно алгоритмом работы системы контроля давления внутри газовой полости топливных баков. Данный алгоритм состоит в том, что из трех параллельно расположенных жиклеров, находящихся на линии наддува топливного бака, формируются различные наборы или строки матрицы. В каждый момент времени за наддув топливного бака отвечает определенная строка матрицы.

Работа системы наддува начинается с задействования начальной строки матрицы, содержащей один жиклер с наименьшим наддувом. При превышении верхней границей наддува строка матрицы жиклеров меняется на нижестоящую, с меньшей пропускной способностью (или на нулевую, т. е. наддув отключается). Если за определенный интервал времени давление не окажется ниже верхнего порога давления, то строка матрицы жиклеров заменяется еще более нижестоящей (т. е. с еще меньшей пропускной способностью).

При достижении нижней границы давления процесс повторяется в обратном порядке. При снижении давления в баке ниже нижнего порога давления подключается вышестоящая строка матрицы жиклеров (т. е. с большей пропускной способностью). Если через определенный интервал времени давление в баке не оказывается выше нижнего порога давления, подключается еще более вышестоящая матрица и т. д.

Результаты расчетов. На основании исходных данных, приведенных в конце данного раздела, в рамках математической модели, рассмотренной в данной работе, были получены расчетные зависимости для ряда внутрибаковых параметров перспективной ракеты-носителя, которые представлены ниже. Проведено сопоставление некоторых полученных результатов расчетов с данными эксперимента. На рис. 2–7 приведены графики изменения расчетных параметров внутрибаковых процессов для первой ступени, полученные по рассматриваемой в работе модели, и их сопоставление с данными, полученными в ходе эксперимента (телеметрия).

В модели приняты следующие допущения:

- берется осредненный расход испарения с зеркала КТ как разница между массами паров КТ в конце и в начале процесса, деленная на время работы двигательной установки (ДУ);
- температура газа наддува берется равной 90К (в течение первых 15 с выход на данный температурный режим);
- коэффициенты теплоотдачи на стенках бака (внутренней и внешней) постоянны;

– средняя температура в газовой полости бака бралась как среднее значение между температурой верхнего днища бака по данным эксперимента и температурой поверхности КТ, равной 94К, температурная стратификация в газовой полости бака не учитывалась;

– температура внешней среды, а также коэффициент теплоотдачи внешней поверхности бака являются постоянными.

Для оценки коэффициента расхода через жиклеры наддува было применено моделирование процесса в среде FlowVision. По результатам моделирования коэффициент расхода можно принять равным 0,9–0,95.

Исходные данные для расчета параметров внутрибаковых процессов первой ступени приведены в табл. 1–4.

Таблица 1

Исходные данные для расчета

Параметры	Значение по линии	
	окислителя	горючего
<i>Газовой подушки</i>		
Начальное давление в газовой подушке $P_{\text{газ.под}}$, ата	4,5	3,5
Начальная температура подушки $T_{\text{под.нач}}$, К	112	268
Начальная температура газа на выходе из ТО $T_{\text{газ.адд.нач}}$, К	280	280
Конечная температура газа наддува на выходе из ТО $T_{\text{газ.надд.кон}}$, К	520	520
Начальная температура газа наддува перед жиклерами $T_{\text{жик.нач}}$, К	280	280
Конечная температура газа наддува перед жиклерами $T_{\text{жик.кон}}$, К	90	90
Давление насыщенных паров кислорода на момент КП P_s , ата	1	0
Уровень восстановления паров γ^* , %	70	0
<i>Компонент топлива</i>		
Масса КТ $m_{\text{КТ}}$, т	95,3	34,8
Расход КТ $G_{\text{КТ}}$, 100 %, кг/с	462	168
Начальная температура КТ $T_{\text{КТ}}$, К	90	268
Гидравлический остаток КТ $V_{\text{ост}}$, м ³	0,05	0,05
Коэффициент теплоотдачи от поверхности КТ к газовой полости бака α_s , Вт/(К·м ²)	160	160
<i>Стенки бака</i>		
Начальная температура стенки бака $T_{\text{ст.нач}}$, К	112	268
Коэффициент теплоотдачи от стенки бака к газовой полости бака α_w , Вт/(К·м ²)	160	160
Удельная теплоемкость стенки бака (алюминий) $C_{\text{ст}}$, Дж/(кг·К)	903	903

Параметры	Значение по линии	
	окислителя	горючего
Масса бака $M_{\text{бак}}$, кг	2000	1000
Плотность алюминия ρ_{al} , кг/м ³	2700	2700
«Зеркала»		
Начальная температура зеркала $T_{\text{зерк.нач}}$, К	90	268
Конечная температура зеркала $T_{\text{зерк.кон}}$, К	94	274
Данные для расчета среднего расхода испарения с зеркала КТ		
Суммарная масса паров (О) и азота (Г) в подушке бака в начале работы двигателя $M_{\text{пар.бак.нач}}$, кг	17	—
Суммарная масса паров (О) и азота (Г) в подушке бака в конце работы двигателя $M_{\text{пар.бак.кон}}$, кг	225	
Геометрические параметры		
Объем бака $V_{\text{бак}}$, м ³	89	45
Диаметр обечайки $D_{\text{об}}$, м	3	3
Высота обечайки бака $H_{\text{об}}$, м	13	6
* Уровень восстановления паров — отношение давления насыщенных паров к номинальному давлению паров по линии насыщения (обусловлено диффузией паров через другие газы в газовой полости бака). ТО — теплообменник.		

Таблица 2

Параметры выхода теплообменника на режим

Интервал выхода ТО на режим τ , с	15
--	----

Таблица 3

Пакеты жиклеров наддува

Первый жиклер	Линия О		Линия Г	
	Диаметр жиклера, мм	Коэффициент расхода	Диаметр жиклера, мм	Коэффициент расхода
$d_{\text{жик 1}}$	3,4	0,9	1,2	0,9
$d_{\text{жик 2}}$	4,2		2,4	
$d_{\text{жик 3}}$	4,2		3,0	

Таблица 4

Параметры системы наддува (ШБ+ магистраль+теплообменник)

Объем шар-баллона $V_{\text{шб1}}$, л	130
Количество ШБ $N_{\text{шб}}$	6
Начальное давление в ШБ $P_{\text{шб1}}$, ата	222
Начальная температура в ШБ $T_{\text{шб1}}$, К	90

Результаты расчетов основных внутрибаковых процессов и эксперимента, полученные в процессе летных испытаний одной из перспективных РН, для сопоставления приведены на рис. 2–6.

Графики изменения давлений в газовых полостях топливных баков окислителя (О) и горючего (Г) представлены на рис. 2.

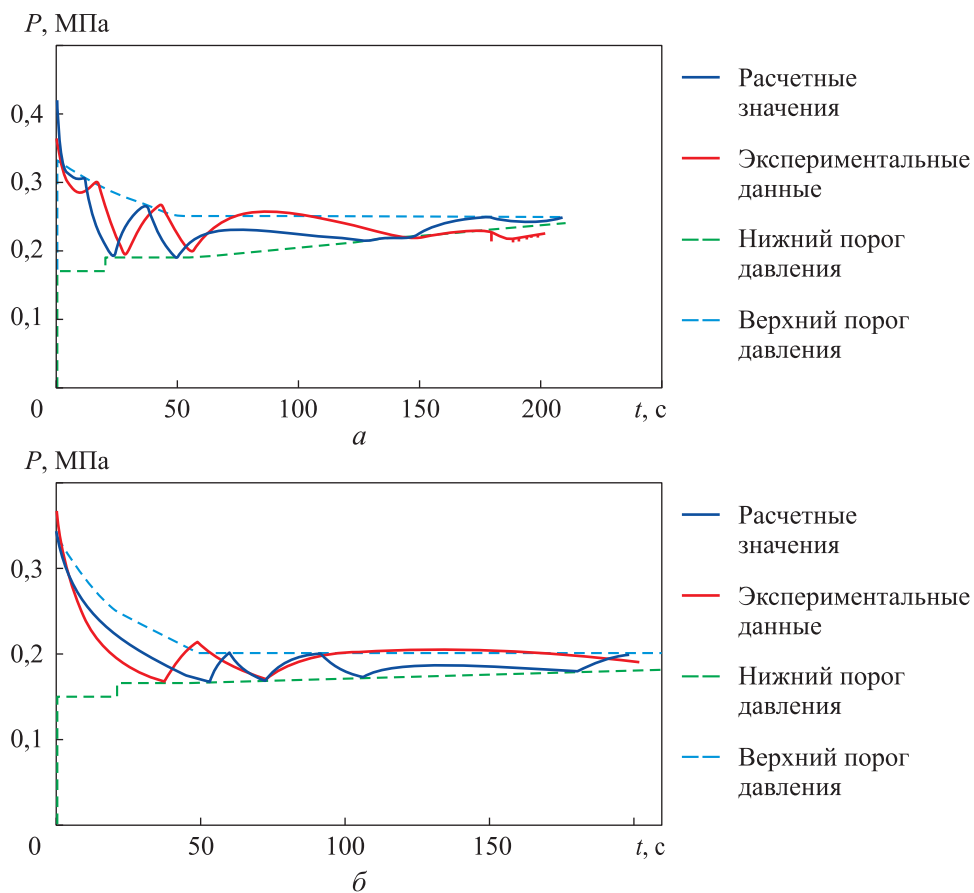


Рис. 2. Изменение давления в газовой полости бака окислителя О (а) и бака горючего Г (б)

Проанализировав приведенные на рис. 2 графики, видим, что результаты, полученные с помощью рассматриваемой в работе математической модели, демонстрируют достаточно хорошее совпадение с экспериментальными данными с учетом принятых в рассматриваемой модели допущений.

Представленные на рис. 3 графики изменения давления в шарбаллонах наддува топливных баков позволили сделать вывод, что результаты, полученные с помощью рассматриваемой в работе математической модели, показывают достаточно хороший уровень совпадения с экспериментальными данными.

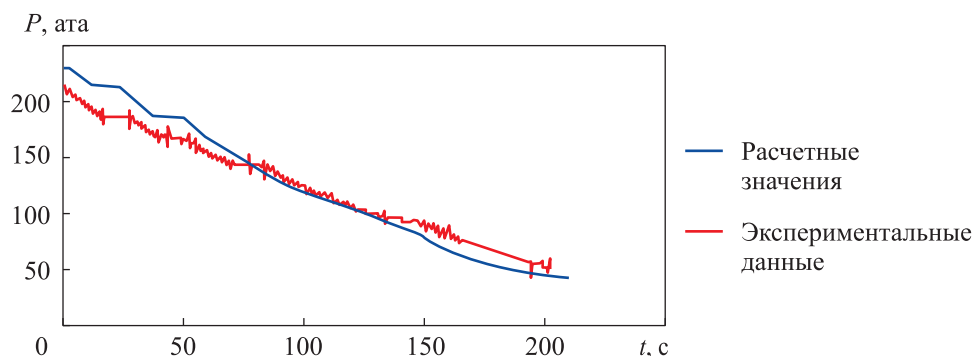


Рис. 3. Изменение давления в шар-баллонах наддува

Графики изменения температуры в шар-баллонах наддува, приведенные на рис. 4, имеют одинаковый угол наклона практически на всем участке активного полета, за исключением первых секунд. Кроме того, на всем участке сохраняется приблизительно одинаковая температура.

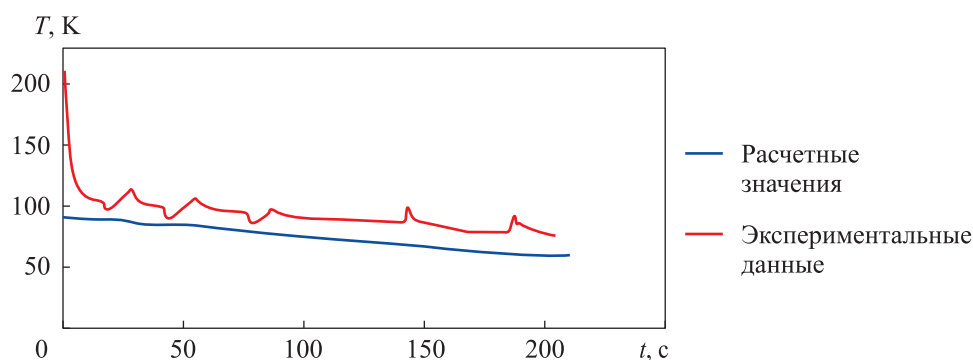


Рис. 4. Изменение температуры в шар-баллонах наддува

Различие экспериментальных и расчетных параметров в первые секунды полета (работы МД) обусловлено тем, что расчетные значения соответствуют температуре газа в шар-баллоне наддува, а экспериментальные — температурному датчику, установленному на магистрали наддува. Захолаживание магистрали наддува осуществляется непосредственным газом наддува на первых секундах, что хорошо видно на графике.

Разница между расчетным и экспериментальным значениями температуры на режиме обусловлена тем, что расчетное значение соответствует температуре газа в шар-баллоне наддува, а экспериментальное — температуре газа в магистрали наддува.

Графики изменения температуры в газовой полости («подушке») бака окислителя (бак О) изображены на рис. 5, на котором под

экспериментальными данными понимается средняя температура в газовой полости топливного бака между температурой верхнего днища (по экспериментальным данным) и температурой зеркала КТ.

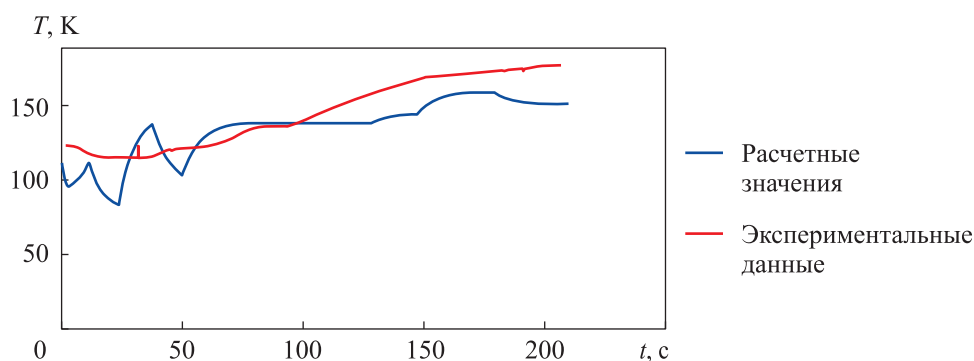


Рис. 5. Изменение температуры в газовой полости бака О

Как можно видеть на графиках, представленных на рис. 5, разница между расчетной температурой и средней температурой в полости бака О, вычисленной на основании данных по температуре верхнего днища, и температурой зеркала составляет 10...15К. С учетом погрешности модели предполагается, что данное различие несущественно.

Графики изменения температуры в газовой полости («подушке») бака окислителя — бака Г приведены на рис. 6. На этих графиках видно, что результаты расчета и экспериментальные данные демонстрируют достаточно хорошее соответствие.

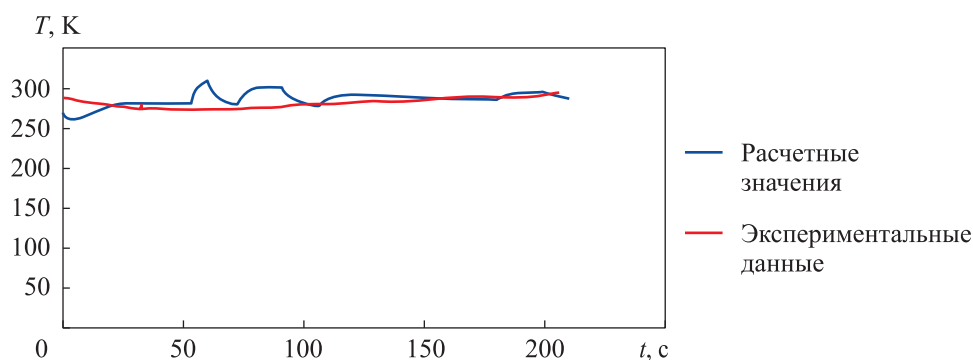


Рис. 6. Изменение температуры в газовой полости бака Г

Заключение. Предложенная в работе модель показывает достаточно хорошее совпадение результатов расчета с данными, полученными в процессе летных испытаний. К недостаткам модели можно отнести не очень хорошее совпадение температуры в газовой полости

бака, однако в контексте практических целей математической модели (предварительные инженерные оценки) данный недостаток нельзя рассматривать как существенный. Модель дает возможность ее быстрой практической реализации на персональном компьютере в отсутствие более сложных моделей, ориентированных на применение программных комплексов наподобие FlowVision и «Логос». По результатам применения модели был выдан прогноз относительно диаметров проходных сечений жиклеров в матрице наддува для перспективной ракеты-носителя с измененными характеристиками (модернизация существующей ракеты).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Диесперов Н.В., Полянский А.Р., Сапожников В.Б. Моделирование процесса заполнения топливных магистралей жидкостных ракетных двигательных установок разгонных блоков в условиях полета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 10. EDN FRLIXS
- [2] Медведев А.А. *Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективностью*: Монография. 2-е изд. Москва, Изд-во «Доброе слово и Ко», 2020, 398 с.
- [3] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 265 с.
- [4] Бершадский В.А., Петров В.И., Соколов Б.А., Туманин Е.Н. Способы регулирования теплового состояния криогенного топлива в баках двигательной установки при предстартовых операциях. *Известия РАН. Энергетика*, 2017, № 4, с. 95–105.
- [5] Новиков А.В., Ягодников Д.А., Лоханов И.В. и др. Материальное и методическое обеспечение исследования гидродинамических процессов в топливных баках с капиллярными системами отбора криогенных компонентов. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 35/1, с. 36–42.
- [6] Лисейкин В.А., Моисеев Н.Ф., Сайдов Г.Г., Фролов О.П.; под ред. В.К. Чванова. *Основы теории испытаний. Экспериментальная отработка ракетно-космической техники*. Москва, Машиностроение–Полет/Виарт Плюс, 2015, с. 86–84.
- [7] Бахвалов Ю.О. *Испытания ракетно-космической техники. Введение в специальность*. Москва, ООО «АИР», 2015, 228 с.
- [8] Кучкин В.Н., Кучкин К.В., Сайдов Г.Г. *Теоретические основы разработки испытательного оборудования для ракетно-космической техники*. Москва, Машиностроение / Машиностроение–Полет, 2014, 359 с.
- [9] Федоров В.И. Исследование тепломассообмена в баках кислородно-водородных ракет-носителей во время работы двигательной установки. *Известия РАН. Энергетика*, 2012, № 2, с. 44–53.
- [10] Сивухин Д.В. *Общий курс физики в 5 т. Т II. Термодинамика и молекулярная физика*. 4-е изд., стереот. Москва, Физматлит, Изд-во МФТИ, 2003, 576 с.
- [11] Абрамович Г.Н. *Прикладная газовая динамика*. В 2 ч. Ч. 1. Москва, Наука, 1991, 594 с.
- [12] Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. *Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД*. Москва, Машиностроение, 1987, 249 с.
- [13] Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. *Гидродинамика*. Москва, Физматлит, 2001, 736 с.

- [14] Лыков А.В. *Тепломассообмен*. Москва, Энергия, 1978, 560 с.
- [15] Беляев Н.М. *Системы наддува топливных баков ракет*. Москва, Машиностроение, 1976, 335 с.
- [16] Рабинович Е.З. *Гидравлика*. Москва, Недра, 1974, 296 с.
- [17] Чарный Н.А. *Основы газовой динамики*. Москва, Гостоптехиздат, 1961, 200 с.

Статья поступила в редакцию 16.02.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Диесперов Н.В., Полянский А.Р., Сапожников В.Б. Инженерная методика оценки поведения основных внутрибаковых параметров двигательных установок ракет-носителей в условиях полета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 8. EDN KCFHAX

Диесперов Николай Вадимович — ведущий инженер-конструктор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Область научных интересов: внутрибаковые процессы и пневмогидравлические системы ракет-носителей и разгонных блоков; автор шести научных публикаций. e-mail: ig_3@mail.ru

Полянский Александр Ромилович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: гидрогазодинамика течений в энергетических установках, автор более 90 научных публикаций. e-mail: korolev100-rd@mail.ru

Сапожников Владимир Борисович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: гидродинамика в топливных баках и пневмогидравлических системах двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями; автор около 250 научных публикаций. e-mail: sapojnikov47@mail.ru

Engineering Method for Assessing the Behavior of the Main In-Tank Parameters of Launch Vehicle Propulsion Systems under Flight Conditions

© N.V. Diesperov¹, A.R. Polyansky², V.B. Sapozhnikov²

¹ Khrunichev State Research and Production Space Center (Salyut Design Bureau),
Moscow, 121309, Russian Federation

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

An engineering method based on a computational mathematical model is proposed for evaluating the variation of in-tank parameters in the propellant tanks of advanced launch vehicles according to the flight profile. A simplified approach to modeling in-tank processes is considered using a lumped-parameter model, which assumes that, at any given time, the thermodynamic parameters are uniform throughout the gas cavity of the tank. In addition, the complex physics of the interaction between the pressurizing gas jet issuing from the gas supply line and the propellant surface is replaced by averaged values of the heat transfer coefficient and evaporation rate obtained during previously conducted experiments. The system of gas-dynamic equations is supplemented with a tank pressurization algorithm implemented within the tank gas-cavity pressure control system. Based on the proposed mathematical model, predictive values of several in-tank parameters of the propellant tanks are obtained and compared with flight-test data. Thus, the proposed mathematical model is verified against telemetry data acquired during flight testing. The relevance of the study is driven by the need for rapid preliminary engineering assessment of in-tank parameters and characteristics of the propellant feed and pressurization system during the development of new advanced launch vehicles.

Keywords: mathematical model, in-tank processes, tank pressurization algorithm, testing, propellant component, lumped-parameter model

REFERENCES

- [1] Diesperov N.V., Polyanskiy A.R., Sapozhnikov V.B. Modelirovanie protsessa zapolneniya toplivnykh magistralei zhidkostnykh raketnykh dvigatel'nykh ustanovok razgonnykh blokov v usloviyakh poleta [Simulating the process of filling the fuel lines of the upper stages liquid rocket propulsion systems under flight conditions]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 10. EDN FRLIXS. DOI: 10.18698/2308-6033-2024-10-2394
- [2] Medvedev A.A. *Innovatsionnye podkhody pri sozdanii raketno-kosmicheskoy tekhniki. Unifikatsiya kak proektnyy parametr upravleniya effektivnostiyu: Monografiya* [Innovative approaches to the development of rocket and space technology. Unification as a design parameter for efficiency management: Monograph]. 2nd ed. Moscow, Dobroe slovo i Ko Publ., 2020, 398 p.
- [3] Mukhamedov L.P. *Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem* [Fundamentals of transport space systems design]. Moscow, Bauman Press, 2018, 265 p.
- [4] Bershadskiy V.A., Petrov V.I., Sokolov B.A., Tumanin E.N. Sposoby regulirovaniya teplovogo sostoyaniya kriogennogo topliva v bakakh dvigatel'noy ustanovki pri predstartovykh operatsiyakh [Methods for controlling the thermal state of cryogenic propellant in propulsion system tanks during pre-launch opera-

- tions]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Energetics*, 2017, no. 4, pp. 95–105.
- [5] Novikov A.V., Jagodnikov D.A., Lokhanov I.V., et al. Eksperimental'noe i metodicheskoe obespechenie issledovaniya gidrodinamicheskikh protsessov v toplivnykh bakakh s kapillyarnymi sistemami otbora kriogennykh komponentov [Experimental and methodical assurance of studies of hydro-dynamic processes in propellant tanks with capillary cryogenic components management systems]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2017, no. 35/1, pp. 36–42.
- [6] Liseykin V.A., Moiseev N.F., Saydov G.G., Frolov O.P. *Osnovy teorii ispytaniy. Eksperimental'naya otrabotka raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Fundamentals of the theory of testing. Experimental development of rocket and space technology]. Ed. by V.K. Chvanov. Moscow, Mashinostroenie–Polyot Publ.; Viart Plus Publ., 2015, pp. 84–86.
- [7] Bakhvalov Yu.O. *Ispytaniya raketno-kosmicheskoy tekhniki. Vvedenie v spetsialnost* [Testing of rocket and space technology. Introduction to the profession]. Moscow, AIR Publ., 2015, 228 p.
- [8] Kuchkin V.N., Kuchkin K.V., Saydov G.G. *Teoreticheskie osnovy razrabotki ispytatelnogo oborudovaniya dlya raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Theoretical foundations for the development of testing equipment for rocket and space technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ.; Mashinostroenie–Polyot Publ., 2014, 359 p.
- [9] Fedorov V.I. Issledovanie teplomassoobmena v bakakh kislorodno-vodorodnykh raket-nositeley vo vremya raboty dvigatel'noy ustanovki [Investigation of heat and mass transfer in the tanks of oxygen–hydrogen launch vehicles during propulsion system operation]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Energetics*, 2012, no. 2, pp. 44–53.
- [10] Sivukhin D.V. *Obschiy kurs fiziki v 5 t. T. II. Termodinamika i molekulyarnaya fizika* [General course of physics: in 5 vols. Vol. II. Thermodynamics and molecular physics]. 4th stereotyped ed. Moscow, Fizmatlit Publ.; MIPT Publ., 2003, 576 p.
- [11] Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. In 2 parts. Part 1. Moscow, Nauka Publ., 1991, 594 p.
- [12] Polukhin D.A., Oreschenko V.M., Morozov V.A. *Otrabotka pnevmogidrosistem dvigatel'nykh ustanovok raket-nositeley i kosmicheskikh apparatov s ZhRD* [Development testing of pneumatic-hydraulic systems of launch vehicle and spacecraft propulsion systems with liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 249 p.
- [13] Landau L.D., Lifshitz E.M. *Gidrodinamika* [Fluid mechanics]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2001, 736 p.
- [14] Lykov A.V. *Teplomassoobmen* [Heat and mass transfer]. Moscow, Energiya Publ., 1978, 560 p.
- [15] Belyaev N.M. *Sistemy nadduva toplivnykh bakov raket* [Pressurization systems for rocket propellant tanks]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 335 p.
- [16] Rabinovich E.Z. *Gidravlika* [Hydraulics]. Moscow, Nedra Publ., 1974, 296 p.
- [17] Charnyy N.A. *Osnovy gazovoy dinamiki* [Fundamentals of gas dynamics]. Moscow, Gostoptekhizdat Publ., 1961, 200 p.

Diesperov N.V., Lead Design Engineer, Khrunichev State Research and Production Space Center (Salute Design Bureau). Research interests: in-tank processes and pneumatic-hydraulic systems of launch vehicles and upper stages; author of six scientific publications. e-mail: ig_3@mail.ru

Polyansky A.R., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: gas and fluid dynamics in power engineering systems; author of more than 90 scientific publications.
e-mail: korolev100-rd@mail.ru

Sapozhnikov V.B., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: hydrodynamics in propellant tanks and pneumatic-hydraulic systems of liquid-propellant rocket propulsion systems; author of about 250 scientific publications. e-mail: sapojnikov47@mail.ru