

## Расчет параметров газа наддува при заполнении тупиковых зон в магистралях пневмогидравлических систем жидкостных ракетных двигательных установок

© Н.В. Диесперов<sup>1</sup>, А.Р. Полянский<sup>2</sup>, В.Б. Сапожников<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Москва, 121309, Россия

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Предложена математическая модель для оценки параметров газа наддува при заполнении тупиковых зон в магистралях пневмогидравлических систем (ПГС) жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ). Выполнение таких расчетов необходимо для проведения предварительных оценок проектных характеристик магистралей ПГС, обеспечивающих работу пневмоавтоматики ЖРДУ. Существующая в настоящее время для решения данной задачи инженерная методика предусматривает решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений, но не позволяет отследить изменение давления и температуры по длине тупиковых зон при заполнении магистралей ПГС. Предложенная модель учитывает неоднородность параметров течения по длине тупиковых зон, а также неадиабатичность течения, т. е. предполагает наличие теплообмена между стенками магистрали и газом наддува. С помощью представленной модели были построены зависимости изменения параметров газа в магистрали. Полученные данные были сопоставлены с результатами расчетов по методике инженерной оценки, которая традиционно применяется в инженерной практике для решения задач такого класса.*

**Ключевые слова:** математическая модель, магистраль управления, тупиковая зона, пиковые значения, пульсации давления, теплообмен, разностная схема

**Введение.** В данной работе предлагается математическая модель для расчета параметров течения газа наддува при заполнении магистралей с тупиковыми зонами, к числу которых, в частности, относятся магистрали управления подсистемами пневмогидравлической системы подачи топлива (ПГС) жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ). Заполнение данных магистралей газом наддува производится в рамках предстартовой подготовки изделий ракетно-космической техники с целью приведения системы управления ПГС в работоспособное состояние [1–5].

Актуальность поставленной задачи обусловлена необходимостью совершенствования существующих методик проектных расчетов при разработке перспективных образцов ракетно-космической техники. Практическая значимость предлагаемой модели состоит в том, что использованный в работе подход, основанный на рассмотрении задачи с распределенными параметрами с применением уравнений газодинамики и теплообмена в частных производных, позволяет обнаруживать

пульсации давления и температуры, возникающие при заполнении тупиковых зон в магистралях ПГС.

Традиционно для решения подобных задач используется методика инженерной оценки, основанная на решении системы обыкновенных дифференциальных уравнений [6] с сосредоточенными параметрами. Эта методика дает возможность оперировать осредненными по магистрали параметрами течения, рассматривая систему в каждый момент времени таким образом, что газодинамические параметры среды получаются одинаковыми в каждой точке магистрали в любой момент времени. Иными словами, газодинамические параметры в рамках данной методики являются только функциями времени, а не пространства. При таком подходе невозможно обнаруживать пульсации давления и температуры, возникающие при заполнении тупиковых зон в магистралях ПГС.

Предлагаемая в работе математическая модель основана на том, что в каждой точке системы среда характеризуется индивидуальным набором параметров. Для этой модели было разработано программное обеспечение, позволяющее решать рассматриваемую задачу на основании как уравнений газодинамики и теплообмена в частных производных, так и методики инженерной оценки, и затем сопоставлять результаты.

**Постановка задачи.** В работе рассматривается заполнение газом наддува магистралей с тупиковой зоной, частным случаем которых являются магистрали управления пневмо- и электропневмоклапанами ПГС (рис. 1).



Рис. 1. Схема заполнения газом наддува магистралей диаметром  $d$  и длиной  $l$  с тупиковой зоной

В рассматриваемой задаче требуется:

– оценить на основании предложенной в работе математической модели изменение самых важных газодинамических параметров газа наддува в ходе заполнения магистрали;

– сравнить пиковые значения термодинамических параметров (давления и температуры), возникающие в момент прекращения наддува, со значениями этих же параметров, полученными по методике инженерной оценки;

– провести оценку корректности полученных данных.

Допущения, принятые в модели:

– наддув осуществляется гелием, к которому применимо уравнение состояния идеального газа;

- расход газа наддува, температура и давление на входе в магистраль, а также коэффициент теплоотдачи внутренней стенки бака постоянные;
- между газом наддува и стенкой магистрали происходит теплообмен;
- температура внешней стенки магистрали постоянна и равна температуре окружающей среды;
- теплофизические свойства газа остаются постоянными.

Традиционно для решения задач данного класса в инженерной практике применяется методика инженерной оценки, но ее существенный недостаток заключается в том, что она не позволяет оценить пиковые значения давления при пульсационных процессах в ходе заполнения магистрали. Для того чтобы его устранить, предлагается математическая модель, в которой термодинамические параметры зависят не только от времени, но и от продольной координаты. Пренебрегать внешним теплообменом между стенкой магистрали и окружающей средой формально некорректно, так как это приводит к завышенным оценкам максимально возможных пиковых значений параметров. Если учитывать внешний теплообмен, то пиковые значения параметров будут ниже.

**Математическая модель.** Для решения рассматриваемой задачи была выбрана распределенная модель, в рамках которой предполагается, что в каждый момент времени в каждой точке магистрали течение имеет определенные газодинамические параметры. Для ее математического описания используется система уравнений газодинамики и теплообмена в частных производных, для численного решения которой применяется измененная схема Лакса — Вендроффа (явная схема), реализующая вычислительный алгоритм, построенный по принципу предиктор — корректор. Такой выбор обусловлен, во-первых, относительной простотой численной реализации этого алгоритма, во-вторых, более высокой скоростью вычислений по сравнению с неявной схемой, в-третьих, многочисленными примерами ее применения для расчета течений газа в магистралях.

Система дифференциальных уравнений, описывающая процесс заполнения тупиковой зоны в одномерной постановке, записывается следующим образом [7, 8]:

$$P = \rho RT;$$
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho U}{\partial x} = 0;$$
$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \frac{\partial (P + \rho U^2)}{\partial x} = -\frac{\lambda}{2d} \rho U^2;$$

$$c_v \left( \frac{\partial T}{\partial t} + U \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{P}{\rho} \frac{\partial U}{\partial x} = -\frac{1}{\rho} q_n;$$

$$q_n = \frac{4}{d} \alpha (T - T_{\text{окр}}),$$

где  $P$  — давление газа в магистрали;  $\rho$  — плотность газа в магистрали;  $R$  — газовая постоянная гелия;  $T$  — температура газа в магистрали;  $t$  — время наддува газа в магистрали;  $U$  — скорость газа в магистрали;  $\lambda$  — коэффициент трения газа на внутренней стенке магистрали;  $d$  — диаметр магистрали;  $c_v$  — изохорная теплоемкость газа;  $q_n$  — теплоприток к внутренней стенке магистрали;  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи;  $T_{\text{окр}}$  — температура окружающей среды.

Приняты граничные условия:

на входе в магистраль

$$G_{\text{вх}} = G \quad (P < P_{\text{зад}});$$

$$G_{\text{вх}} = 0 \quad (t > t_{\text{надд}});$$

$$T_{\text{вх}} = T;$$

в тупиковой зоне

$$G_{\text{туп}} = 0;$$

$$T_{\text{туп}} = T_{\text{окр}},$$

где  $G_{\text{вх}}$  — расход газа наддува на входе в магистраль;  $G$  — расход газа наддува в магистрали;  $P_{\text{зад}}$  — заданное давление газа в магистрали;  $t_{\text{надд}}$  — заданное время, до которого осуществляется наддув магистрали;  $T_{\text{вх}}$  — температура газа наддува на входе в магистраль;  $G_{\text{туп}}$  — расход в тупиковой зоне;  $T_{\text{туп}}$  — температура газа наддува в тупиковой зоне.

На основании системы уравнений, описывающей процесс заполнения тупиковой зоны, с помощью схемы Лакса — Вендроффа [9, 10] формируется система дискретных уравнений для численного решения задачи. Схема Лакса — Вендроффа представляет собой явную схему решения уравнений в частных производных, основанную на алгоритме предиктор-корректор. Применяемая для решения рассматриваемой задачи схема Лакса — Вендроффа является несколько модифицированной по сравнению с классической схемой: у нее появился знакопеременный множитель (znak) перед слагаемым, отвечающим

за гидравлическое сопротивление. Его введение обусловлено разнонаправленным движением среды в магистрали, т. е. в разных точках магистрали газ наддува имеет диаметрально противоположные векторы скорости. Наличие в системе уравнений дополнительной знакопеременной функции гарантирует разнонаправленность вектора скорости и силы сопротивления в любой точке магистрали.

Предиктор:

$$\frac{\rho_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} - 0,5(\rho_{i+1}^j + \rho_i^j)}{0,5\Delta t} + \frac{(\rho U)_{i+1}^j + (\rho U)_i^j}{\Delta x} = 0;$$

$$\frac{\rho U_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} + 0,5((\rho U)_{i+1}^j + (\rho U)_i^j)}{0,5\Delta t} + \frac{(P + \rho U^2)_{i+1}^j + (P + \rho U^2)_i^j}{\Delta x} = F_{\text{соп}}^j;$$

$$F_{\text{соп}}^j = \text{znak} \frac{\lambda}{4d} ((\rho U^2)_{i+1}^j + (\rho U^2)_i^j);$$

$$\text{znak} = \frac{U_i^j}{|U_i^j|};$$

$$\begin{aligned} & \frac{T_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} - 0,5(T_{i+1}^j + T_i^j)}{0,5\Delta t} + 0,5(U_{i+1}^j + U_i^j) \left( \frac{T_{i+1}^j - T_i^j}{\Delta x} \right) + \\ & + 0,5(k-1)(T_{i+1}^j - T) \left( \frac{U_{i+1}^j - U_i^j}{\Delta x} \right) = q_n^j; \end{aligned}$$

$$q_n^j = \frac{4\alpha}{dc_v} \frac{0,5(T_{i+1}^j + T_i^j) - T_{\text{окр}}}{0,5(\rho_{i+1}^j + \rho_i^j)}.$$

Корректор:

$$\frac{\rho_i^{j+1} - \rho_i^j}{\Delta t} + \frac{(\rho U)_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} - (\rho U)_{i+\frac{1}{2}}^{j-\frac{1}{2}}}{\Delta x} = 0;$$

$$\frac{(\rho U)_i^{j+1} - (\rho U)_i^j}{\Delta t} + \frac{(P + \rho U^2)_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} - (P + \rho U^2)_{i+\frac{1}{2}}^{j-\frac{1}{2}}}{\Delta x} = F_{\text{тр}}^{j+1};$$

$$\begin{aligned}
 F_{\text{тр}}^{j+\frac{1}{2}} &= \text{znak} \left( \frac{\lambda}{4d} \left( \rho U^2 \right)_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} + \left( \rho U^2 \right)_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} \right); \\
 \frac{T_i^{j+1} - T_i^j}{\Delta t} + 0,5 \left( U_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} + U_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} \right) \left( \frac{T_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} - T_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}}}{\Delta x} \right) + \\
 + 0,5(k-1) \left( T_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} + T_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} \right) \left( \frac{U_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} - U_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}}}{\Delta x} \right) &= q_n^{j+1}; \\
 q_n^{j+\frac{1}{2}} &= \frac{4\alpha}{dc_v} \frac{0,5 \left( T_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} + T_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} \right) - T_{\text{окр}}}{0,5 \left( \rho_{i+\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} + \rho_{i-\frac{1}{2}}^{j+\frac{1}{2}} \right)},
 \end{aligned}$$

где  $\Delta t$ ,  $\Delta x$  — шаги интегрирования по времени и пространству соответственно;  $i, j$  — индексы, обозначающие положение точки на разностной сетке по оси  $X$  и по оси  $Y$  соответственно на разностной сетке;  $F_{\text{сопр}}$  — сила сопротивления;  $F_{\text{тр}}$  — сила трения;  $k$  — показатель адиабаты.

Граничные условия для дискретной схемы на входе и в тупике выводились с использованием схемы Лакса — Вендроффа. Полученное по распределенной модели решение сравнивается с решением, полученным с применением методики инженерной оценки.

Сходимость и устойчивость рассматриваемой схемы Лакса — Вендроффа определяются числом Куранта  $C = \frac{\Delta \tau}{\Delta x}$ . Для расчета представленных в конце работы случаев пространственный интервал делился на  $N_x = 10$ , временной — на  $N_y = 6 \cdot 10^4$ , т. е.  $C = 1,5 \cdot 10^{-4}$ . Расчет можно производить и при больших значениях числа Куранта, однако при  $C \leq 5 \cdot 10^{-4}$  схема теряет устойчивость и разваливается.

**Методика инженерной оценки.** В основу методики положена модель с сосредоточенными параметрами, в которой предполагается, что в каждый момент времени термодинамические параметры во всех

точках магистрали одинаковы [11]. Для применения инженерной оценки используется система обыкновенных дифференциальных уравнений, состоящая из уравнения неразрывности и уравнения энергии [12]:

$$\frac{dm}{dt} = G,$$
$$\frac{dT}{dt} = \frac{GTR}{mc_v} - \frac{\alpha S(T - T_{\text{окр}})}{mc_v},$$

где  $m$  — масса газа в объеме магистрали;  $S$  — площадь поперечного сечения магистрали.

Разработаны методика и программное обеспечение, включающие возможность решения задачи на основе распределенной модели и модели с сосредоточенными параметрами, которую можно в дальнейшем применять для решения задач, возникающих при разработке ракетно-космических систем.

Коэффициент теплоотдачи можно приблизительно рассчитать по следующим формулам [13]:

$$\alpha = \frac{\text{Nu} \lambda_m}{d};$$
$$\text{Nu} = A \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,43};$$
$$\text{Re} = \frac{\rho U d}{\mu};$$
$$G = \rho S U,$$

где  $\text{Nu}$  — число Нуссельта;  $\lambda_m$  — коэффициент теплопроводности газа наддува (гелия);  $\text{Re}$  — число Рейнольдса;  $\mu$  — динамическая вязкость газа наддува;  $A$  — поправочный коэффициент,  $A = 0,021$ .

При расчете числа Нуссельта  $\text{Nu}$  пренебрегаем множителем, содержащим число Прандтля  $\text{Pr}$ , так как на порядок значения этот множитель не влияет. При максимальном расходе, равном расходу газа наддува в магистрали  $G = 0,009$  кг/с, получаются следующие значения:  $\text{Re} = 1,02 \cdot 10^5$ ;  $\text{Nu} = 1424$ ;  $\alpha = 4985$  Вт/(м<sup>2</sup>·К). Однако данный расчет был выполнен при максимальном значении расхода газа наддува в магистрали. В то же время при заполнении магистрали расход будет изменяться по ее длине, и коэффициент теплоотдачи будет уменьшаться относительно рассчитанного значения. Чтобы не усложнять расчеты и работать с постоянным коэффициентом теплоотдачи, был выбран случай со значительно меньшим коэффициентом теплоотдачи  $\alpha = 70$  Вт/(м<sup>2</sup>·К), соответствующим точке, в которой

местный расход близок к нулю [14]. В рассматриваемом случае это вряд ли будет ошибкой, поскольку здесь интерес представляет непревышение давления в магистрали давления опрессовки.

**Исходные данные и результаты расчетов.** Для оценки результатов выполненной работы были проведены расчеты для магистралей с разными геометрическими параметрами и параметрами газа наддува. Исходные данные приведены в табл. 1. Результаты расчета представлены в табл. 2 и на рис. 2–5.

Таблица 1

**Исходные данные для расчета параметров магистралей**

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Диаметр магистрали $d$ , мм	8	6	10
Длина магистрали $l$ , м	10	10	10
Расход наддува $G$ , кг/с	0,006	0,009	0,016
Температура газа наддува $T$ , К	300	300	300
Коэффициент теплоотдачи $\alpha$ , Вт/(м <sup>2</sup> ·К)	70	70	70
Температура внешней среды $T$ , К	300	300	300

Таблица 2

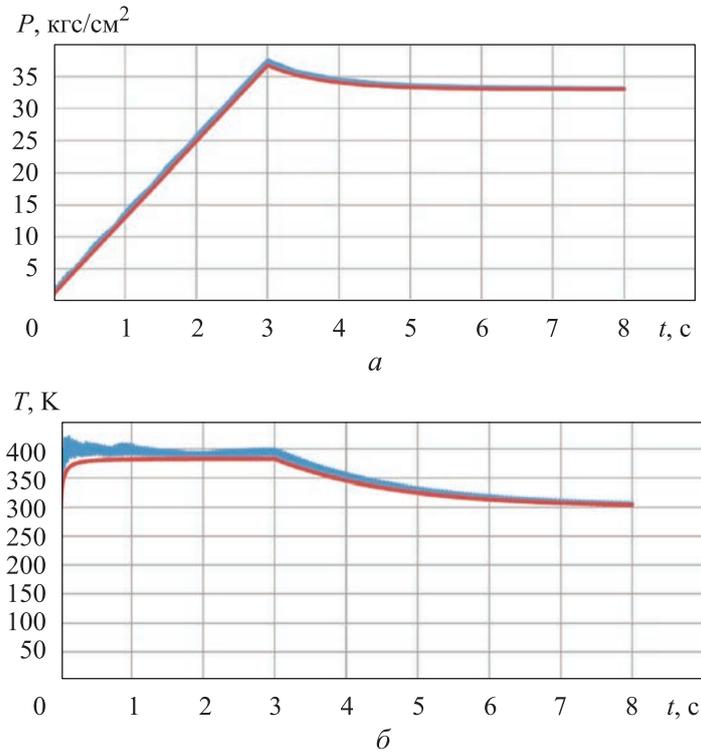
**Результаты расчета параметров магистралей**

Параметр	Полученное значение параметра	
	по рассматриваемой модели	по методике инженерной оценки
<i>Вариант 1</i>		
Давление в магистрали, кгс/см <sup>2</sup>	37,5	36,7
Температура, К	358,9	334
<i>Вариант 2</i>		
Давление в магистрали, кгс/см <sup>2</sup>	121,3	108,45
Температура, К	458,76	376,51
<i>Вариант 3</i>		
Давление в магистрали, кгс/см <sup>2</sup>	75,8	71,03
Температура, К	419,5	382,71

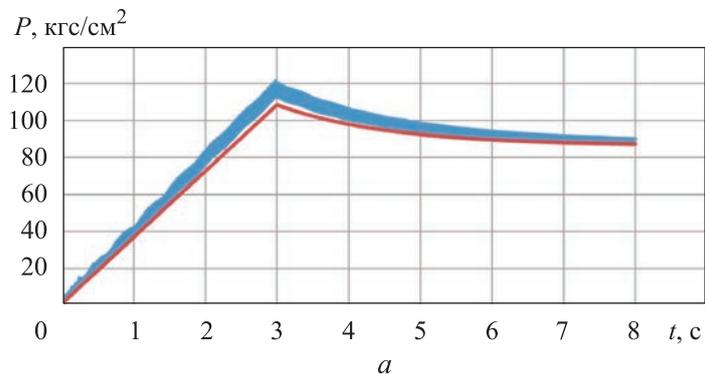
На рис. 2–4 графики синего цвета соответствуют модели с распределенными параметрами, красного — методике инженерной оценки. Изменение давления ( $a$ ) и температуры ( $b$ ) в магистрали для варианта 1 показано на рис. 2, для варианта 2 — на рис. 3, для варианта 3 — на рис. 4.

Для того чтобы отобразить изменение параметра (давления или температуры), полученного на основании решения распределенной задачи, в каждый момент времени берется его пиковое (максимальное)

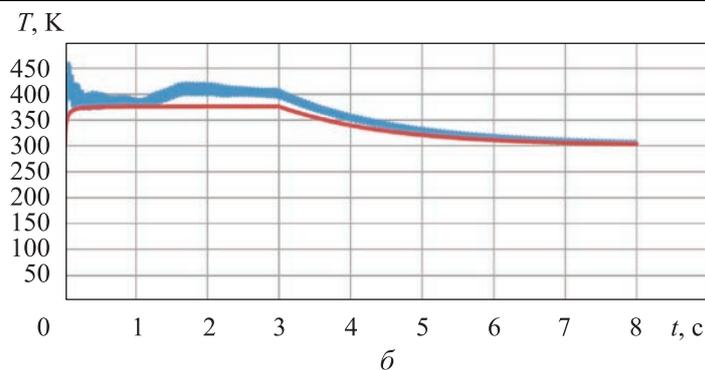
значение по длине магистрали. В каждом из рассматриваемых расчетных случаев принимается расчетное время, равное 8 с, где в течение первых 3 с осуществляется наддув ( $t_{\text{надд}} = 3$  с), а в оставшиеся 5 с он отсутствует (наддув выключается по времени).



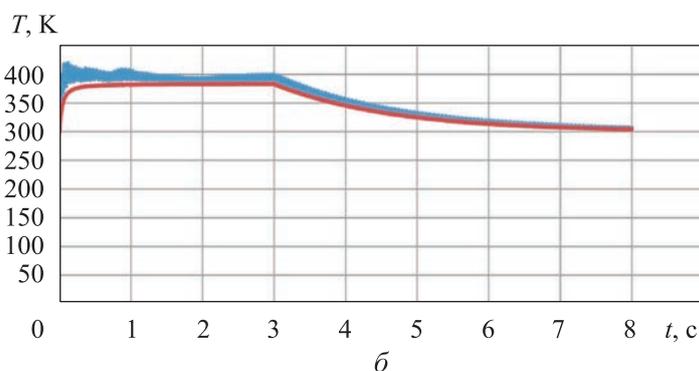
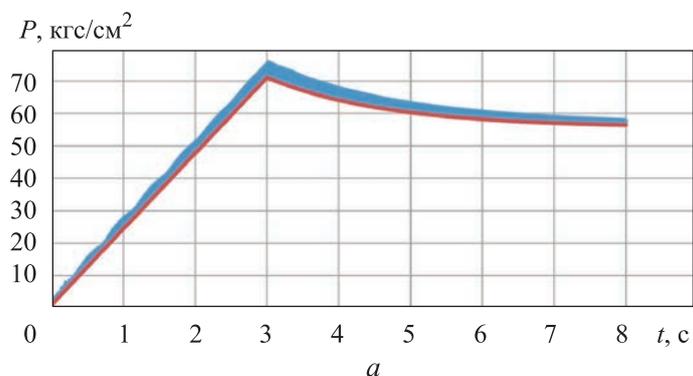
**Рис. 2.** Результаты расчета давления (а) и температуры (б) в магистрали управления при варианте 1 по рассматриваемой модели (—) и по методике инженерной оценки (—)



**Рис. 3 (начало).** Результаты расчета давления (а) в магистрали управления при варианте 2 по рассматриваемой модели (—) и по методике инженерной оценки (—)



**Рис. 3 (окончание).** Результаты расчета температуры (*б*) в магистрали управления при варианте 2 по рассматриваемой модели (—) и по методике инженерной оценки (—)



**Рис. 4.** Результаты расчета давления (*а*) и температуры (*б*) в магистрали управления при варианте 3 по рассматриваемой модели (—) и по методике инженерной оценки (—)

Графики, приведенные на рис. 2–4, а также анализ данных табл. 1 позволяют сделать вывод, что использование математической модели с распределенными параметрами приводит к ярко выраженным пикам давления и температуры. При этом после прекращения наддува и установления равновесия в системе решения, полученные как

с помощью модели с распределенными параметрами, так и с применением методики инженерной оценки, постепенно сходятся.

График распределения давления вдоль магистрали начиная с момента времени  $t = 3,2$  с (т. е. через  $t = 0,2$  с после прекращения наддува) для варианта 2 исходных данных представлен на рис. 5.

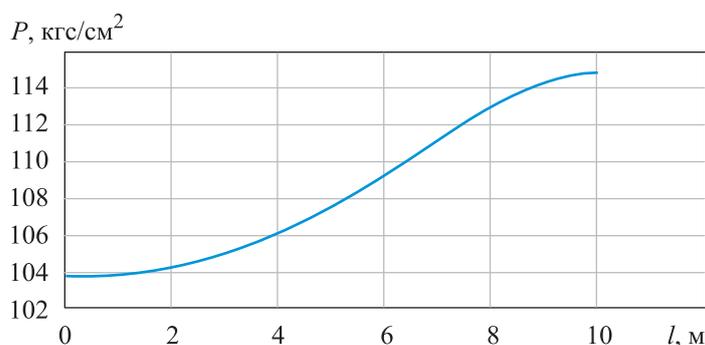


Рис. 5. Распределение давления вдоль магистрали через 0,2 с после прекращения наддува

Решение, полученное с помощью рассмотренной в работе математической модели, показывает качественные результаты, корректные с точки зрения физики процесса, при этом порядок количественных результатов не противоречит инженерной практике. Отмечено также совпадение результатов расчетов по обеим рассмотренным в работе моделям в конце процесса.

Поскольку в расчетах было принято, что внешним теплообменом стенки магистрали с окружающей средой пренебрегали, полученные пиковые значения давления и температуры по сути являются верхними оценками этих параметров. Однако их достаточно для предварительной инженерной оценки, с целью получения которой была рассмотрена математическая модель, позволяющая либо правильно определить давление опрессовки магистрали, либо обосновать изначально выбранное.

Схема Лакса — Вендроффа для данной задачи не имеет традиционных для явных схем проблем с устойчивостью и сходимостью, а полученное решение распределенной задачи для определения параметров магистрали обладает большей информативностью и является корректным, что подтверждается его сравнением с результатами инженерной оценки на установившихся режимах.

**Заключение.** Рассмотрена математическая модель процесса заполнения газом наддува магистрали управления с тупиковой зоной, основанная на решении распределенной задачи с применением численного метода, базирующегося на разностной схеме Лакса — Вендроффа. Для оценки корректности этого решения проведено сравнение

его с решением, которое получено с применением методики инженерной оценки.

Рассмотренная модель позволяет оценить:

– изменение таких основных термодинамических параметров системы, как давление и температура на всем протяжении процесса, от начала наддува до установления равновесия в системе после его окончания;

– пиковые значения давления и температуры в момент прекращения наддува;

– отклонение определенных значений параметров от результатов, полученных с применением методики инженерной оценки.

В отличие от существующего подхода, который не позволяет обнаруживать пульсации давления и температуры, возникающие на начальном этапе заполнения тупиковых зон в магистралях ПГС, результаты расчета с помощью предлагаемой методики показали наличие заметных пульсаций давления и температуры в начале процесса заполнения тупиковых зон. При этом значения пульсаций превышают значения роста давления и температуры, получаемые при использовании существующего подхода. Неучет пульсаций может приводить к нежелательным последствиям в процессе заполнения тупиковых зон вплоть до появления механических повреждений арматуры ПГС.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Мозжорина М.Ю. Система наддува баков перспективных ракет и разгонных блоков (принципы построения, унифицированные алгоритмы управления). *Научно-технические разработки ОКБ-23-КБ «Салют»*. Москва, Воздушный транспорт, 2006, с. 383–395.
- [2] Андреев Е.А., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчетное и экспериментальное исследование надежности запуска и выхода на режим ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород+метан с электроискровым зажиганием. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4 (64). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1606>
- [3] Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Новые технологии реализации пневмогидравлических систем подачи топлива и ЖРД. *Датчики и системы*, 2002, № 9, с. 84–86.
- [4] Шевченко В.В., Давлетьяров Р.З. Перспективы создания средств выведения тяжелого и сверх тяжелого класса. *Технические науки в России и за рубежом: материалы III Междунар. науч. конф. (г. Москва, июль 2014 г.)*. Москва, Буки-Веди, 2014, с. 94–100.  
URL: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/90/5916/> (дата обращения: 26.10.2022).
- [5] Киселев А.И., Медведев А.А., Нагавкин В.Ф. Модульный принцип создания семейства ракет-носителей как стратегия наземной отработки в новых экономических условиях. *Вестник Московского авиационного института*, 1999, т. 6, № 1, с. 24–28.
- [6] Челомей В.Н., Полухин Д.А., Миркин Н.Н, Орещенко В.М., Усов Г.Л. *Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями*. Москва, Машиностроение, 1978, 240 с.

- [7] Крайко А.Н. *Теоретическая газовая динамика: классика и современность*. Москва, ТОРУС ПРЕСС, 2010, 440 с.
- [8] Каторгин Б.И., Киселев А.С., Стернин Л.Е., Чванов В.К. *Прикладная газодинамика*. Москва, Вузовская наука, 2014, 340 с.
- [9] Рихтмайер Р., Мортон К. *Разностные методы решения краевых задач*. Москва, Мир, 1972, 418 с.
- [10] Роуч П. *Вычислительная гидродинамика*. Москва, Мир, 1980, 616 с.
- [11] Беляев Н.М. *Системы наддува топливных баков ракет*. Москва, Машиностроение, 1976, 336 с.
- [12] Сивухин Д.В. *Термодинамика и молекулярная физика, том II*. Издание 4-е, стереотип. Москва, Физматлит, 2005, 544 с.
- [13] Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. *Теплопередача*. Издание 3-е перераб. и доп. Москва, Энергия, 1975, 214 с.
- [14] Кутателадзе С.С. *Основы теории теплообмена*. Издание 5-е, перераб. и доп. Москва, Атомиздат, 1979, 416 с.

Статья поступила в редакцию 28.10.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Диесперов Н.В., Полянский А.Р., Сапожников В.Б. Расчет параметров газа наддува при заполнении тупиковых зон в магистралях пневмогидравлических систем жидкостных ракетных двигательных установок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-1-2245>

**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 пяти научных публикаций. e-mail: [ig\\_3@mail.ru](mailto: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](mailto: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](mailto:sapojnikov47@mail.ru)

## Calculation of boost gas parameters at filling the dead-end zones in pneumohydraulic system feed lines of the liquid-propellant rocket engines

© N.V. Diesperov<sup>1</sup>, A.R. Polyansky<sup>2</sup>, V.B. Sapozhnikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Salyut Design Bureau, Khrunichev State Research and Production Space Center, Moscow, 121309, Russia

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The paper proposes a mathematical model to estimate boost gas parameters at filling the feeding lines dead-end zones of the pneumohydraulic systems (PHS) of the liquid-propellant rocket engines (LRE). These calculations are required in preliminary assessment of the design characteristics of the PHS feed lines designed to ensure operation of the LRE pneumoautomatic systems. Engineering methodology currently existing to solve this problem provides for solution of a system of ordinary differential equations and does not allow tracking alteration in pressure and temperature along the length of the dead-end zones at filling the PHS feed lines. The proposed model takes into account inhomogeneity of the flow parameters along the length of the dead-end zones, as well as the nonadiabaticity of the flow, i.e. it assumes presence of the heat exchange between the walls of the feeding line and the boost gas. The presented model was used to construct dependences of gas parameters alterations in the feeding line. Results obtained were compared with calculations according to the evaluation method, which is traditionally used in the engineering practice to solve this class of problems.*

**Keywords:** *mathematical model, control line, dead-end zone, peak values, pressure fluctuations, heat exchange, difference scheme*

### REFERENCES

- [1] Gordeev V.A., Zhukov V.A., Zavadsky V.K., Ivanov V.P., Mozhzhorina M.Yu. Sistema nadduva bakov perspektivnykh raket i razgonnykh blokov (printsipy postroyeniya, unifitsirovannye algoritmy upravleniya) [Boost system for tanks of promising missiles and upper stages (principles of construction, unified control algorithms)]. In: *Nauchno-tehnicheskie razrabotki OKB-23-KB "Salyut"* [Scientific and technical developments of the OKB-23-KB "Salyut"]. Moscow, Vozdushnyi transport Publ., 2006, pp. 383–395.
- [2] Andreev E.A., Novikov A.V., Shatsky O.E. Raschetnoe i eksperimentalnoe issledovanie nadezhnosti zapuska i vykhoda na rezhim raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh kislorod+metan s elektroiskrovym zazhiganiem [Computational and experimental study of reliability of rocket-engine firing and starting operation of low thruster on the gaseous components oxygen + methane with electric spark ignition]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4 (64). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1606>
- [3] Gordeev V.A., Zhukov V.A., Zavadsky V.K., Ivanov V.P., Portnov-Sokolov Yu.P. Novye tekhnologii realizatsii pnevmogidravlicheskikh sistem podachi topliva i ZhRD [New technologies for the implementation of pneumohydraulic fuel supply systems and rocket engines]. *Datchiki i systemy — Sensors and Systems*, 2002, no. 9, pp. 84–86.
- [4] Shevchenko V.V., Davletyarov R.Z. Perspektivy sozdaniya sredstv vyvedeniya tyazhelogo i sverkh tyazhelogo klassa [Prospects for the creation of heavy and

- super-heavy launch vehicles]. In: *Tekhnicheskie nauki v Rossii i za rube-zhom: materialy III Mezhdunar. nauch. konf. (Moskva, iyul 2014 g.)* [Technical sciences in Russia and abroad: Materials of the III Int. scientific conference (Moscow, July 2014)]. Moscow, Buki Vedi Publ., 2014, pp. 94–100. Available at: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/90/5916/> (accessed October 26, 2022).
- [5] Kiselev A.I., Medvedev A.A., Nagavkin V.F. Modulnyi printsip sozdaniya raket-nositeley kak strategiya nazemnoy otrabotki v novykh ekonomicheskikh usloviyakh [The modular principle of creating a family of launch vehicles as a strategy for ground testing in the new economic conditions]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 1999, vol. 6, no. 1, pp. 24–28.
- [6] Chelomey V.N., Polukhin D.A., Mirkin N.N., Oreshchenko V.M., Usov G.L. *Pnevmogidravlicheskie sistemy dvigatelnykh ustanovok s zhidkostnymi raketnymi dvigatelyami* [Pneumatic-hydraulic system propulsion systems, liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 240 p.
- [7] Kraiko A.N. *Teoreticheskaya gazovaya dinamika: klassika i sovremennost* [Theoretical gas dynamics: classics and modernity]. Moscow, TORUS PRESS Publ., 2010, 440 p.
- [8] Katorgin B.I., Kiselev A.S., Sternin L.E., Chvanov V.K. *Prikladnaya gazodinamika* [Applied gas dynamics]. Moscow, Vuzovskaya Nauka Publ., 2014, 340 p.
- [9] Richtmyer R., Morton K. *Difference Methods for Initial Value Problems*. Wiley, New York, 1972. [In Russ.: Richtmayer R., Morton K. Raznostnye metody resheniya kraevykh zadach. Moscow, Mir Publ., 1972, 418 p.].
- [10] Roache P.J. *Computational Fluid Dynamics*. Hermosa, Albuquerque, NM, 1976 [In Russ.: Rouch P. Vychislitel'naya gidrodinamika. Moscow, Mir Publ., 1980, 616 p.].
- [11] Belyaev N.M. *Sistemy nadduva toplivnykh bakov raket* [Rocket fuel tank pressurization systems]. Moscow, Mashinostroenie, 1976, 336 p.
- [12] Sivukhin D.V. *Termodinamika i molekulyarnaya fizika* [Thermodynamics and Molecular Physics]. Vol. II. 4th ed., stereotype. Moscow, Fizmatlit Publ., 2005, 544 p.
- [13] Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S. *Teplotperedacha*. [Heat transfer]. 3rd ed., revised and enlarged. Moscow, Energia Publ., 1975, 214 p.
- [14] Kutateladze S.S. *Osnovy teorii teploobmena* [Fundamentals of the theory of heat transfer]. 5th ed., revised and enlarged. Moscow, Atomizdat Publ., 1979, 416 p.

**Diesperov N.V.**, Leading Design Engineer, Khrunichev State Research and Production Space Center; author of five scientific publications. Research interests: intertank processes and pneumohydraulic systems of launch vehicles and upper stages.

e-mail: ig\_3@mail.ru

**Polyansky A.R.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 90 scientific publications in the field of hydrogasdynamics of flows in power plants.

e-mail: korolev100-rd@mail.ru

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