

Теплообмен в камере сгорания ракетного двигателя при изменении геометрии канально-щелевого заряда твердого топлива

Бендерский Б.Я.*, Чернова А.А.**

Ижевский государственный технический университет имени М.Т. Калашникова, ИжГТУ имени М.Т. Калашникова», ул. Студенческая, 7, Ижевск, 426069, Россия

**e-mail: bib@istu.ru*

***e-mail: alicaaa@gmail.com*

Статья поступила 17.03.2020

Аннотация

Исследуется влияние изменения геометрии канально-щелевого заряда при его горении на внутрикамерные процессы, протекающие в проточных трактах и предсопловом объеме двигателя. Рассматриваются различные положения горящего свода при работе двигателя на стационарном участке. Анализируются топологические особенности потока продуктов сгорания, характерные для различных положений горящего свода. Получены критериальные уравнения для числа Нуссельта в особых точках на поверхности соплового днища.

Ключевые слова: камера сгорания, канально-щелевой заряд, сопловое днище, математическое моделирование, теплообмен.

Рабочие процессы, протекающие в проточных трактах и предсопловом объеме камеры сгорания твердотопливного ракетного двигателя характеризуются высокими значениями температуры и скорости потока продуктов сгорания [1-4], что требует

конструктивной защиты конструкционных материалов от уноса и прогара. Одним из наиболее эффективных средств защиты стенок камеры сгорания является нанесение теплозащитного покрытия [3, 4]. Для выбора материала теплозащитного покрытия камеры сгорания и расчета его толщины необходима информация о профиле скорости набегающего на стенку (либо взаимодействующего с ней) потока и об особенностях процессов теплообмена в проточных трактах ракетного двигателя.

При проектировании новых конструкций ракетных двигателей и модернизации существующих требуется эффективная экспресс-методика предварительной оценки тепловых потоков в камере для диапазона рабочих параметров в зависимости от геометрии заряда [4]. На стадии эскизного проектирования полезными представляются полуэмпирические и эмпирические критериальные уравнения для оценки процессов теплообмена вида [5].

В [2, 4] для оценки тепловых потоков на криволинейных внутренних поверхностях сопловой крышки и камеры сгорания применяются эмпирические соотношения Крауссольда [4-6] и Эккерта [5, 7] (полученные для бесконечной пластины и цилиндрического канала).

Предсопловой объем (ПО) характеризуется соизмеримостью продольных, поперечных и окружных размеров, числа Рейнольдса на выходе из канала заряда составляют $\sim 10^5 - 10^6$, то есть реализуется пространственное турбулентное течение. Из этого следует, что для оценки процессов теплообмена необходимо учитывать трехмерность потока, что не учитывается в формулах Крауссольда и Эккерта.

В процессе работы ракетного двигателя происходит изменение геометрии заряда, которое приводит к перестройке течения газа в проточных трактах и ПО. В [8, 9] рассматриваются вопросы влияния формы канала на неустойчивость работы двигателя и режим вихреобразования, оценка тепловых потоков не приводится. Использование методов математического моделирования для исследования процессов теплообмена в отдельных конструкциях РДТТ рассмотрено в работах [10, 11 - 21]. В [10-15, 18-20, 22, 23] показаны особенности структуры потока в предсопловом объеме ракетного двигателя с утопленным соплом, но отсутствуют оценки теплообмена вблизи поверхности утопленного сопла. Процессы теплообмена в РДТТ различных конструкций изучены в [16, 17, 21], но в них не приводятся критериальные соотношения, и отсутствует оценка применимости уравнений [1 - 7]. Исследование теплообмена в камере сгорания ракетного двигателя в одномерной постановке проведено в [14], однако в работе отсутствует оценка адекватности полученных результатов применительно к пространственным объектам.

Анализ литературы показывает актуальность темы данного исследования.

Рассматривается сопряженная задача теплообмена в проточных трактах РДТТ с канално-щелевым зарядом и четырехсопловой крышкой (рис. 1).

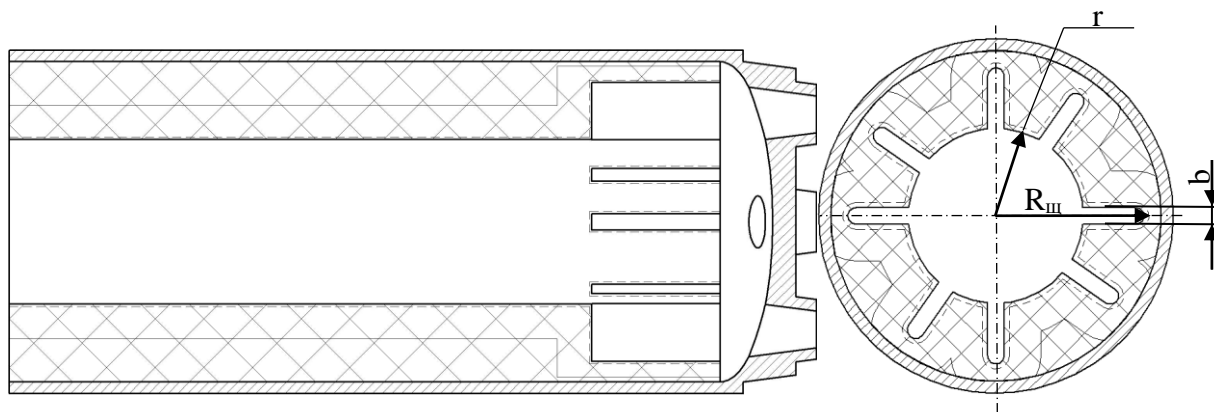


Рис. 1. Схема камеры сгорания

Рассматривается 16 положений горящего свода, соответствующие изменениям: диаметра цилиндрического канала заряда \bar{r} в интервале $\bar{r}_i = 0.5 \div 0.72$, радиуса $\bar{R}_{ци}$ и ширины b щелевого компенсатора $\bar{R}_{ци} = 0.86 \div 1$ и $\bar{b}_i = 0.07 \div 0.53$, где $\bar{r}_i, \bar{R}_{ци}, \bar{b}_i$ - дискретные значения размеров цилиндрического канала и щелевого компенсатора, отнесенные к радиусу камеры сгорания.

Пространственное турбулентное течение сжимаемого теплопроводного газа в предсопловом объеме (ПО) исследуется с использованием системы уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \rho \mathbf{u} &= 0, \\ \rho \frac{d\mathbf{u}}{dt} &= \rho \mathbf{F} - \nabla p + Div P, \\ \rho \frac{d}{dt} E &= \rho \mathbf{F} \mathbf{u} + \nabla (P \mathbf{u}) + \nabla \mathbf{q}, \\ \frac{p}{T} &= \rho R, \end{aligned} \quad (1)$$

где ρ - плотность газа, p - давление, \mathbf{u} - вектор скорости,

$P = \frac{1}{2} \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \operatorname{div} \mathbf{u}$ - тензор вязких напряжений, \mathbf{F} - объемная сила, T -

температура, E - полная энергия, \mathbf{q} - вектор плотности теплового потока, R - газовая постоянная; μ - динамическая вязкость, δ_{ij} - символ Кронекера.

Тепловое состояние стенок камеры сгорания ракетного двигателя определяется из уравнения теплопроводности:

$$c \rho \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \nabla^2 T, \quad (2)$$

где λ - коэффициент теплопроводности.

В литературе отсутствует обоснование применения моделей турбулентности для течений в проточных трактах и предсопловом объеме РДТТ, в том числе отсутствует экспериментальное подтверждение корректности моделей. Вследствие этого, на основе анализа физических моделей течения в проточных трактах РДТТ, наиболее целесообразным [17, 21, 24-27] является применение двухзонной модели турбулентности Ментера SST [28]. Исходная система уравнения (1) осредняется по Фавру и Рейнольдсу:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{\tau}_{ij} + \tilde{\tau}_{ij}) + \bar{F}_i \quad (4)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p} \tilde{u}_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\tilde{u}_i (\tilde{\tau}_{ij} + \tilde{\tau}_{ij})] + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{q}_j + \bar{q}_j) + \bar{F}_j \tilde{u}_j \quad (5)$$

$$\bar{p} = \bar{\rho} R \tilde{T} \quad (6)$$

В уравнениях (3)-(6) приняты следующие обозначения:

$\tilde{\tau}_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$ - осредненный по Фавру тензор вязких напряжений;

$\tilde{\tau}_{ij} = -\overline{\rho u_i'' u_j''} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} k \bar{\rho} \delta_{ij}$ - осредненный по Фавру тензор

турбулентных напряжений;

$\mu_t = \bar{\rho} \nu_t$ - динамический коэффициент турбулентной вязкости;

$k = \frac{\overline{\rho u_i'' u_i''}}{2\bar{\rho}}$ - удельная кинетическая энергия турбулентного движения;

ω - удельная турбулентная диссипация;

$\varepsilon = C_\mu k \omega$ - турбулентная диссипация;

$q_{ij} = -\overline{\rho u_i'' h''}$ - турбулентный тепловой поток.

Турбулентная вязкость рассчитывается по модели турбулентности SST [28] согласно следующим уравнениям:

$$\frac{\partial \bar{\rho} k}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} k \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \beta \bar{\rho} k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (7)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \omega}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \omega \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 2\alpha \bar{\rho} S_{ij} S_{ij} - \beta \bar{\rho} \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \bar{\rho} \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (8)$$

где $P_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow \tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta \bar{\rho} k \omega)$.

Функция сопряжения определяется как

$$F_1 = \tanh \left\langle \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\bar{\rho} \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\rangle.$$

Здесь $CD_{k\omega} = \max \left(2\bar{\rho} \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right)$, y - расстояние до ближайшей стенки.

Величина F_1 равна нулю вдали от твердых границ (работает $k-\varepsilon$ модель) и переключается на $k-\omega$ модель внутри пограничного слоя.

Непосредственно коэффициент турбулентной вязкости рассчитывается по формуле

$$\mu_t = \frac{\bar{\rho} a_1 k}{\max(a_1 \omega, \sqrt{2S_{ij} S_{ij}} F_2)},$$

где вторая функция сопряжения F_2 определяется как

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\}.$$

В качестве рабочего тела используются продукты сгорания (ПС) условного твердого топлива с показателем адиабаты $\gamma=1.2$ и температурой горения $T=2500^\circ\text{K}$. Все константы модели в уравнениях (7), (8) вычисляются согласно значениям из стандартных моделей $k-\varepsilon$ и $k-\omega$ как $\alpha=\alpha_1 F+\alpha_2(1-F)$ и т.д.

На поверхностях массоподвода задаются температура и расход ПС; отношение расхода газа, поступающего из щелевых компенсаторов к расходу газа, поступающего из цилиндрического канала задавалось коэффициентом $k_g=G_w/G_k$, на выходе из сопел ставились «мягкие» граничные условия. На твердых непроницаемых поверхностях задаются условия прилипания и непротекания. Между границей твердого тела и ПС ставится граничное условие IV рода, на Оконечных объемах с учетом поправки Rhie-Chow. Для дискретизации невязких потоков применяется противопоточная схема 2-го порядка точности, а для вязких потоков – центральная схема 2-го порядка точности. Система разностных уравнений решается алгебраическим многосеточным методом, для ускорения сходимости которого используется метод сопряженных градиентов.

Расчетная сетка содержит более 1.5 миллионов шестигранных ячеек, включая пристеночные слои, состоящие из 82000 призматических элементов.

Все вычислительные схемы, алгоритмы, а также используемая математическая модель верифицировались на задачах, имеющих подробное экспериментальное описание [22]. Получено качественное и количественное соответствие расчетных и экспериментальных данных [20, 23].

В результате расчетов выявлено, что профиль продольной составляющей скорости на выходе из цилиндрического канала имеет два локальных максимума, смещенных относительно продольной оси канала на $0.4 \cdot \bar{r}$, обусловленных взаимодействием потока из щелевых компенсаторов с каналным. При увеличении размеров каналов до максимальных ($\bar{r}_i = 0,72; \bar{b}_i = 0,53; \bar{R}_{ци} = 1$), отмечено уменьшение абсолютных значений скорости на входе в предсопловой объем в 2,2 раза, при этом структура потока в канале сохраняется при изменении его геометрии.

Поступающий из канала заряда поток перестраивается в предсопловом объеме. Структура потока вблизи сопловой крышки характеризуется наличием центральной узловой точки (зона С, рис. 2), линий растекания между соплами и отрывных зон (зона В, рис. 2) на периферии крышки вблизи сопел. Увеличение диаметра канала приводит к перестройке структуры потока вблизи соплового дна и исчезновению периферийных отрывных зон (зона А, рис. 2).

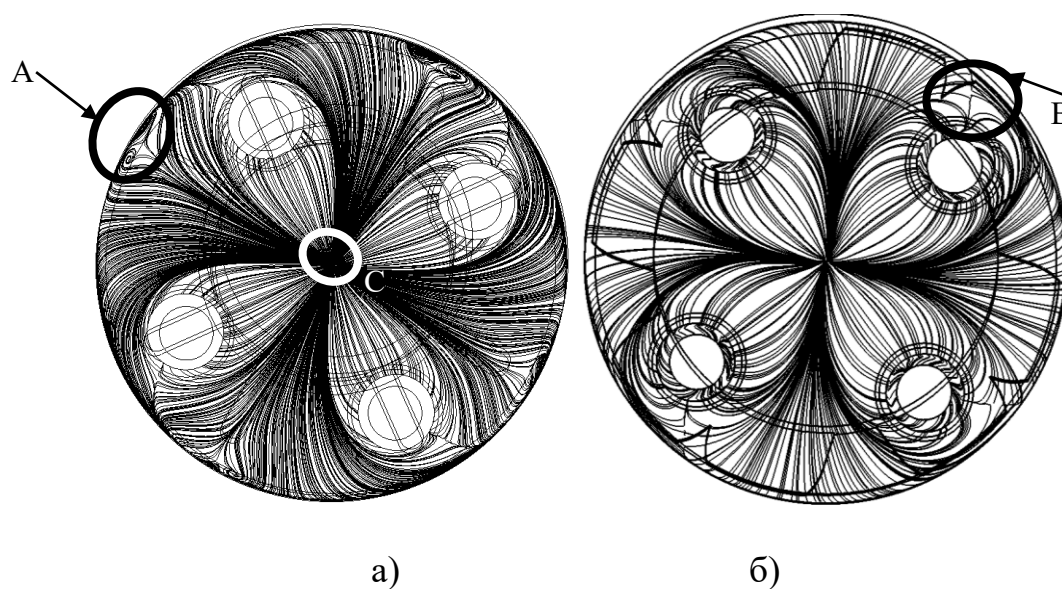


Рис. 2 Течение вблизи четырехсопловой крышки в начале (а) и конце (б) стационарного участка работы

Локальные максимумы величины теплового потока, вне зависимости от изменения геометрии канала, приходится на области отрыва потока при входе в сопло (рис. 3), что подтверждается экспериментальными данными [22]. Отмечено образование в области периферийных седловых точек (зона А, рис. 2) зоны локального максимума теплового потока (рис. 3, б).

Выявлено, что увеличение радиуса цилиндрического канала до $\bar{r}_i = 0,72$ приводит к уменьшению максимальной плотности теплового потока в особой точке и в отрывных зонах на сопловом дне в 2,04 и в 3,6 раза, соответственно. Теплообмен в центральной узловой точке на сопловой крышке для рассмотренных размеров каналов, можно оценить по критериальному уравнению:

$$Nu_c = 0,18 \cdot Re^{0,57} \cdot Pr^{0,4} \text{ при } 1,2 \cdot 10^5 \leq Re \leq 3 \cdot 10^5$$

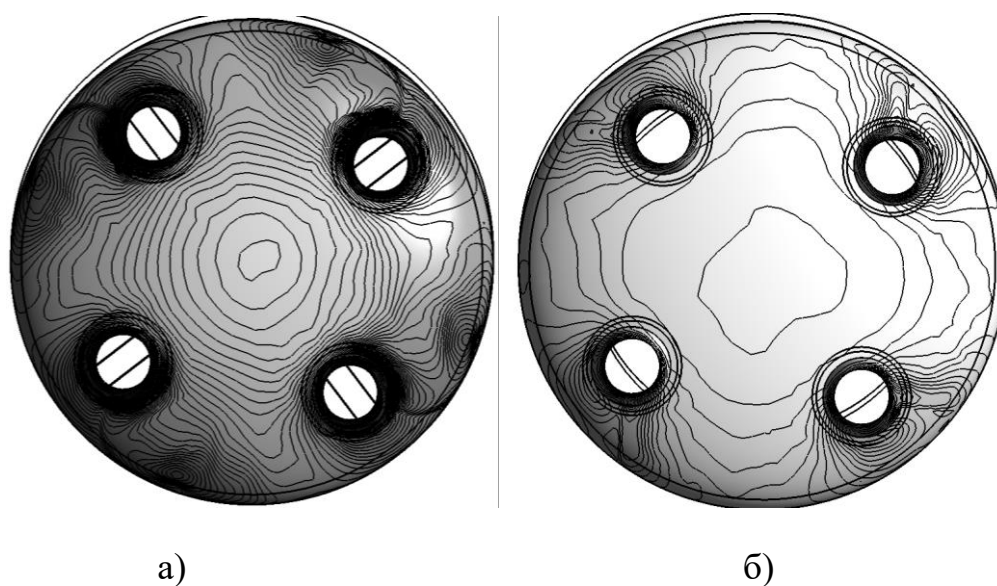


Рис. 3 Распределение коэффициента теплоотдачи по поверхности соплового днища в начале (а) и конце (б) стационарного участка работы

Для оценки теплообмена в области отрыва потока при входе в сопло получено критериальное уравнение:

$$Nu_B = 24 \cdot Re^{0.25} \cdot Pr^{0.4} \text{ при } 1.2 \cdot 10^5 \leq Re \leq 3 \cdot 10^5$$

Перестройка течения в предопловом объеме при изменении геометрии заряда приводит к смене режима взаимодействия потока с бронированным торцом.

Уменьшение торцевой поверхности заряда в 4,7 раза (при $\bar{r}_i = 0,72; \bar{b}_i = 0,53; \bar{R}_{ци} = 1$) приводит к снижению кинетической энергии турбулентности (в 7,2 раза) и диссипации турбулентной энергии (в 4,84 раза). На рис. 4 приведено распределения коэффициента теплоотдачи вблизи бронированного торца заряда.

Анализ полученных результатов показывает, что для определения тепловых потоков вблизи бронированного торца используется критериальное уравнение:

$$Nu_D = 3,8 \cdot Re^{0.37} \cdot Pr^{0.4} \text{ при } 0.8 \cdot 10^5 \leq Re \leq 1.8 \cdot 10^5 .$$

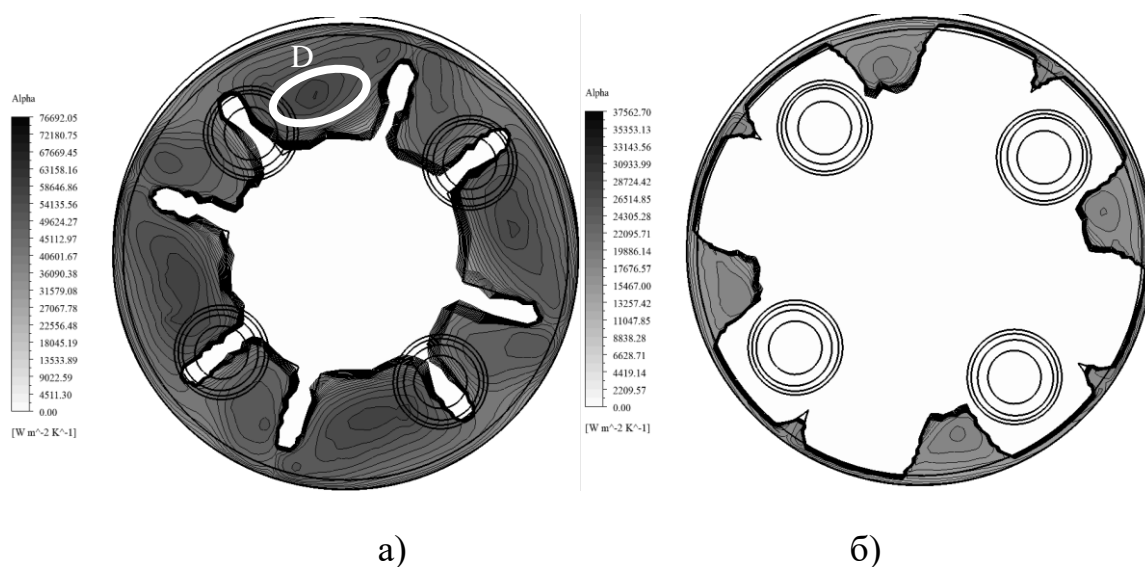


Рис. 4. Распределения коэффициента теплоотдачи вблизи бронированного торца заряда в начале (а) и конце (б) стационарного участка работы

Выводы

1. Выявлено, что увеличение диаметра канала потоков приводит к уменьшению максимальной плотности тепловых потоков в особой точке и в отрывных зонах на сопловом дне в 2,04 и в 3,6 раза, соответственно.
2. Показано, что при увеличении размеров каналов наблюдается уменьшение абсолютных значений скорости на срезе канала в 2,2 раза.
3. В результате анализа внутрикамерных процессов в ПО РДТТ получены критериальные уравнения для оценки тепловых потоков вблизи особых точек на поверхности сопловой крышки и вблизи бронированного торца заряда.

Исследование выполнено при финансовой поддержке ИжГТУ имени М.Т.

Калашикова в рамках выполнения научного проекта №ЧАА/20-30-07

Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Г. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / Под редакцией В.П. Глушко. - М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
2. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. - М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.
3. Липанов А.М., Бобрышев В.П., Алиев А.В., Спиридонов Ф.Ф., Лисица В.Д. Численный эксперимент в теории РДТТ. - Екатеринбург: Наука, 1994. – 300 с.

4. Орлов Б.В., Мазин Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. - М.: Машиностроение, 1968. – 536 с.
5. Жукаускас А.А. Конвективный перенос в теплообменниках. - М.: Наука, 1982. – 472 с.
6. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под ред. В.К. Кошкина. - М.: Машиностроение, 1975. - 623 с.
7. Реактивные двигатели: сборник статей / Под ред. О.Е. Ланкастера. – М.: Воениздат, 1962. – 668 с.
8. Глебов Г.А., Высоцкая С.А. Моделирование когерентных вихревых структур и автоколебаний давления в камере сгорания РДТТ // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2016. № 4. С. 18 - 25.
9. Глебов Г.А., Высоцкая С.А. К вопросу о влиянии геометрии канала заряда и свойств топлива на неустойчивость рабочего процесса в камере РДТТ // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2017. № 1. С. 8 - 16.
10. Egorov M.Y. Numerical research of intra-chamber processes dynamics during startup of a special solid propellant engine // Russian Aeronautics, 2017, vol. 60, no. 4, pp. 591 - 599.
11. Волков К.Н., Денисихин С.В., Емельянов В.Н. Моделирование задач внутренней баллистики энергоустановок средствами современных вычислительных пакетов // Химическая физика и мезоскопия. 2006. Т. 8. № 3. С. 327 – 335.

12. Липанов А.М., Дадикина С.Ю., Шумихин А.А., Королева М.Р., Карпов А.И. Численное моделирование внутрикамерных нестационарных турбулентных течений. Ч. 1 // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Математическое моделирование и программирование. 2019. Т. 12. № 1. С. 32 - 43.
13. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Denisikhin S.V. Formation of Vortex Structures in the Preozzle Space of an Engine with a Vectorable Thrust Nozzle // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2016, vol. 89, no. 3, pp. 660 - 670.
14. Дунаев В.А., Евланов А.А. Течение газа в ракетном двигателе твердого топлива с диафрагмой // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2014. № 12 (1). С. 58 - 63.
15. Molchanov A.M., Bykov L.V., Platonov I.M., Yanyshv D.S. Influence of geometric parameters and chemical kinetics model on combustion in a supersonic flow // Journal of Fluid Mechanics Research, 2017, vol. 44, no. 6, pp. 553 - 563. DOI: [10.1615/InterJFluidMechRes.2017020125](https://doi.org/10.1615/InterJFluidMechRes.2017020125)
16. Винник А.Л., Дуреев В.А. Оценка коэффициента конвективной теплоотдачи // Системи обробки інформації. 2001. № 2 (12). С.161 – 162.
17. Isaev S., Popov I., Gritkevich M., Leontiev A. Abnormal enhancement of separated turbulent air flow and heat transfer in inclined single-row oval-trench dimples at the narrow channel wall // Acta Astronautica, 2019, vol. 163. DOI: [10.1016/j.actaastro.2019.01.033](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.01.033)

18. Volkov K.N., Denisikhin S.V., Emel'yanov V.N. Gas Dynamics of a Recessed Nozzle in Its Displacement in the Radial Direction // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2017, vol. 90, no. 4, pp. 932 - 940. DOI: [10.1007/s10891-017-1640-8](https://doi.org/10.1007/s10891-017-1640-8)
19. Benderskii B.Ya., Tenenev V.A. Experimental and numerical investigation of flows in complex shaped axisymmetric channels with mass injection // Fluid dynamics, 2001, vol. 36, no. 2, pp. 336 - 340. DOI: [10.1023/A:1019254622236](https://doi.org/10.1023/A:1019254622236)
20. Benderskiy B.Y., Chernova A.A. Formation of vortex structures in channels with mass injection and their interaction with surfaces in solid-fuel rocket engines // Thermophysics and aeromechanics, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 185 - 190. DOI: [10.1134/S0869864315020055](https://doi.org/10.1134/S0869864315020055)
21. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. - М.: Физматлит, 2008. – 368 с.
22. Савельев С.К., Емельянов В.Н., Бендерский Б.Я. Экспериментальные методы исследования газодинамики РДТТ. - СПб.: Недра, 2007. – 267 с.
23. Benderskiy B.Y., Chernova A.A. Features of heat transfer in a pre-nozzle volume of a solid-propellant rocket motor with charges of complex shapes // Thermophysics and Aeromechanics, 2018, vol. 25, no.2, pp. 265 - 272. DOI: [10.1134/S0869864318020129](https://doi.org/10.1134/S0869864318020129)
24. Платонов И.М., Быков Л.В. Исследование влияния качества сеточной модели на определение местоположения ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=72677>

25. Краев В.М., Янышев Д.С. Проблемы расчёта переходных процессов при турбулентном течении в каналах электроустановок ЛА // Труды МАИ. 2010. № 37. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=13415>
26. Кравчук М.О., Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В. Вопросы моделирования турбулентности для расчета сверхзвуковых высокотемпературных струй // Труды МАИ. 2015. № 82. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=58536>
27. Вершков В.А., Воронич И.В., Вышинский В.В. Методические особенности численного моделирования в рамках сеточных методов поля течения около несущего винта на режиме висения с учетом вихревой структуры // Труды МАИ. 2015. № 82. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=58628>
28. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Proc. 4th. Int. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Begell House, 2003, pp. 625 - 632.