

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 533.6.011

doi: 10.18698/0536-1044-2021-7-62-71

Анализ влияния геометрии переходного канала и спрямляющих устройств на процесс горения водорода

О.В. Гуськов, В.С. Захаров, А.В. Минко

ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Analysis of the Variable Cross-Section Duct and Straightening Device Geometry Effects on the Hydrogen Combustion Process

O.V Guskov, V.S. Zakharov, A.V. Minko

Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors

Разработка и исследование высокоскоростных летательных аппаратов и их отдельных частей является актуальной научной задачей. В научно-технической литературе имеются сведения об интегральных характеристиках подобных летательных аппаратов, но отсутствует подробное рассмотрение такой важной части, как переходной канал между воздухозаборным устройством и камерой сгорания. Рассмотрены несколько конфигураций проточных трактов. Приведены результаты численного моделирования горения водорода в каналах переменного сечения с использованием детального кинетического механизма. На основе анализа полученных данных выбраны модели переходного канала и камеры сгорания, показавшие лучшие характеристики. В качестве критериев сравнения проточных трактов использованы импульс и коэффициент полноты сгорания топлива. Описано различие в применении двух расчетных методов. Представленные результаты и методы расчета могут быть использованы на этапе расчетных исследований рабочего процесса в перспективных энергосиловых установках.

Ключевые слова: переходной канал, камера сгорания, спрямляющее устройство, процесс горения водорода, коэффициент полноты сгорания, численное моделирование

The development and research of high-speed aircrafts and their individual parts is an urgent scientific task. In the scientific literature there is information about the integral characteristics of aircrafts of this type, but there is no detailed consideration of such an important part as the transition channel between the air intake and the combustion chamber. The article considers several flow path configurations. The numerical simulation results of hydrogen combustion in the channels of variable cross section using a detailed kinetic mechanism are presented. Based on the analysis of the data obtained, the models of the transition channel and the combustion chamber showing the best characteristics were selected. The impulse and the fuel combustion efficiency are used as criteria for comparing the flow paths. The

difference in the application of two calculation methods is described. The presented results and calculation methods can be used at the stage of computational research of the working processes in advanced power plants.

Keywords: transition channel, combustion chamber, straightening device, hydrogen combustion process, combustion efficiency, numerical simulation

В развитых странах (США, России, Китае, Франции и др.) большое внимание уделяется разработке высокоскоростных транспортных систем на водородном топливе. Ключевым элементом таких летательных аппаратов (ЛА) является силовая установка, которая интегрирована с ЛА и обеспечивает его движение.

К важным частям, влияющим на эффективность функционирования силовой установки, относится переходной канал (ПК) между воздухозаборным устройством (ВЗУ) и камерой сгорания (КС). Основной и актуальной задачей на этапе проектирования ПК является выбор его конфигурации, которая должна выполнять торможение воздушного потока с минимумом потерь полного давления, обеспечивая его наилучшую равномерность на входе в КС.

Вследствие развития математических моделей высокого уровня и роста вычислительных мощностей появилась возможность моделирования течения воздушного потока (далее потока) в трехмерной постановке, что позволяет детально изучить структуру его течения в ПК, определить характеристики рабочего процесса и обоснованно подойти к выбору его конфигурации.

В мире проводится большое количество исследований по формированию как общего облика высокоскоростного ЛА (проекты HEXAFLY-INT [1], LAPCAT [2, 3], JASP [4] и др.), так и отдельных частей проточного тракта силовых установок таких ЛА [5–8].

Цель работы — определение геометрии ПК (изолятора) и спрямляющих устройств, которая обеспечивала бы наиболее благоприятные характеристики (равномерность и низкие потери полного давления) потока в КС высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя при дозвуковой скорости течения потока в КС. Переходные каналы и спрямляющие устройства исследованы в трехмерной постановке с учетом конечных скоростей химических реакций.

Постановка задачи и методы расчета. Задача решалась для модельного проточного тракта высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя, состоящего из ПК (в котором осу-

ществлялся перевод сверхзвукового течения в дозвуковое), КС и сопла. Расчет течения потока в ВЗУ не проводился, но влияние этого устройства на структуру потока на входе в расчетную область учитывалось.

Возможны различные конфигурации ПК. Самым простым вариантом являются ПК с круглым или прямоугольным постоянным поперечным сечением. Также существуют ПК с переменной по длине площадью поперечного сечения, угол раскрытия которых изменяется от малого значения (менее 1°) до 180° , т. е. фактически до прямого уступа.

Для численного моделирования выбран ПК прямоугольного сечения с углом расширения около 2° . Такая геометрия позволяет перевести входящий из горла ВЗУ сверхзвуковой поток в дозвуковой в псевдоскачке с меньшими, чем при внезапном расширении до высоты КС, потерями полного давления [9]. Начиная с горла ВЗУ и заканчивая входом в КС, проточный тракт разделен тремя вертикальными перегородками. В задних торцах перегородок расположены щелевые форсунки, из которых происходит подача топлива.

Рассмотрены две конфигурации проточного тракта с КС разной высоты H . У первого варианта КС $H = 3,8h$, у второго $H = 5,65h$, где h — высота горла ВЗУ. Ширина проточного тракта модели постоянна на всем его протяжении и равна $3,26h$, высота сопла — $9,15h$, длина ПК для всех вариантов КС — $13,65h$, длина КС (от форсунок до критического сечения) $L = 19,34h$.

Для одной конфигурации КС проведен расчет со спрямляющими устройствами, представляющими собой две пластины в задней (нижней по потоку) части ПК. Пластины перпендикулярны вертикальным перегородкам и разделяют канал на три равных по площади поперечного сечения части. Расположение пластин выбрано таким, чтобы они находились в области, где газ заторможен до дозвуковой скорости.

Предполагалось, что они повлияют на структуру течения выше по потоку и увеличат равномерность его течения на входе в КС.

Чтобы избежать загромождения потока, спрямляющее устройство установили в расширяющейся части ПК.

В целях экономии вычислительных ресурсов расчетная область начиналась в сечении горла ВЗУ. В качестве граничных условий в этом сечении использованы профили параметров, полученные при моделировании ВЗУ в условиях полета ЛА в заданном режиме. С такой же целью проведен расчет для половины проточного тракта с установлением условия симметрии на плоскости симметрии. Среднее число Маха в горле ВЗУ $M_0 = 2,34$. Температура стенки для всех частей проточного тракта принята равной 500 К.

Расчет выполнен по программе, основанной на решении уравнений Навье — Стокса методом конечных объемов. В качестве модели турбулентности выбрана модель γ - Re_θ SST (Shear Stress Transport) [10], а для учета влияния турбулентных пульсаций на скорость протекания химических реакций — модель Eddy Dissipation Concept. Последняя модель позволяет одновременно использовать детальный химический механизм и учитывать влияние турбулентности на процесс горения [11].

Воздух на входе в ВЗУ смоделирован смесью газов, мас. %: O_2 — 23, N_2 — 77. Скорость химических реакций рассчитана с помощью схемы

Димитрова, использующей следующие компоненты: H_2O , O_2 , H_2 , OH , H , O , HO_2 и H_2O_2 . При этом азот оставался инертным [12]. Подача топлива осуществлялась вдоль по потоку из форсунок, расположенных в торцах перегородок по три в каждой. В качестве топлива выбран подогретый до 870 К водород. Скорость истечения смеси из форсунок соответствовала числу Маха $M = 1$.

Конфигурация модельного проточного тракта приведена на рис. 1, *а-в*, где красным цветом показано расположение форсунок (рис. 1, *б, в*), а зеленым — спрямляющих устройств (рис. 1, *в*). Красными стрелками обозначено направление подачи топлива.

Расчеты проведены на неструктурированных сетках с кубическими ячейками, построенных методом Cut Cell. Высота пристеночных ячеек — 0,2 мм, размер ячеек вдали от стенок — 3 мм. В качестве схемы вычисления потоков использована распадная схема типа Pou (Roe FDS) [13], реконструкция со вторым порядком точности, тип разностной схемы — неявная. Начальные условия в расчетной области соответствовали установившемуся режиму течения потока без подачи топлива. Критерием сходимости решения являлось установление близких значений расхода воздуха через сечение горла ВЗУ и сечение среза сопла.

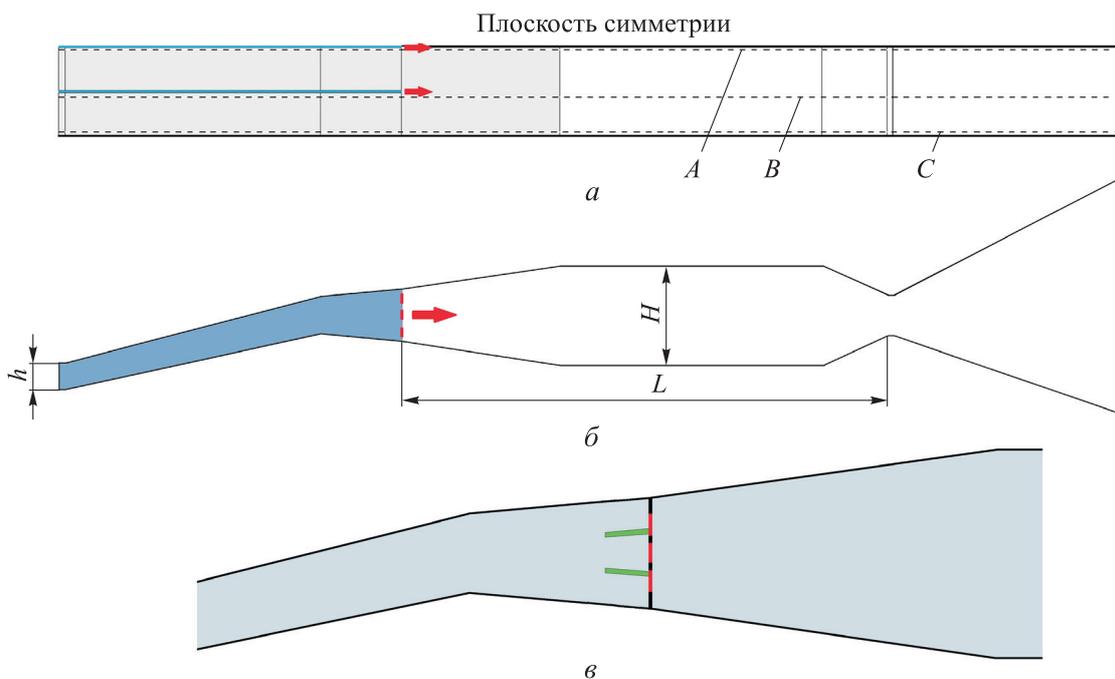


Рис. 1. Конфигурация модельного проточного тракта:
а — вид сверху; *б* — вид сбоку; *в* — область впрыска топлива; *А, В, С* — его сечения

Анализ расчетных данных выполнен с помощью следующих формул:

- для массового расхода газа

$$\int \rho(\mathbf{v}, \mathbf{n}) dF = \sum_{i=1}^n \rho_i(\mathbf{v}_i, \mathbf{n}) F_i;$$

- для массового расхода k -го компонента

$$\int C_k \rho(\mathbf{v}, \mathbf{n}) dF = \sum_{i=1}^n (C_k)_i \rho_i(\mathbf{v}_i, \mathbf{n}) F_i;$$

- для x -компоненты импульса

$$\begin{aligned} \int v_x \rho(\mathbf{v}, \mathbf{n}) dF + \int p dF &= \\ &= \sum_{i=1}^n (v_x)_i \rho_i(\mathbf{v}_i, \mathbf{n}) F_i + \sum_{i=1}^n p_i F_i; \end{aligned}$$

- для коэффициента полноты сгорания топлива, оцененного по энергии при коэффициенте избытка воздуха $\alpha > 1$ [14],

$$\eta_E = \frac{1}{H_{H_2} G_{H_2}} \sum_k (-i_k G_k);$$

- для коэффициента полноты сгорания топлива по убыванию массовой концентрации водорода (по его выгоранию) [15],

$$\eta_F = \frac{G_{H_2 inj} - G_{H_2 noz}}{G_{H_2 inj}},$$

где ρ — плотность всего потока; \mathbf{v} — вектор скорости потока; \mathbf{n} — нормаль к поверхности; F — площадь сечения, по которому вычисляется интеграл (сечение горла и критическое

сечение); ρ_i , \mathbf{v}_i и F_i — плотность, вектор скорости потока и площадь i -й ячейки; C_k — массовая концентрация k -го элемента; v_x — компонента скорости вдоль оси x ; p — давление; G_{H_2} — массовый расход водорода; i_k — энтальпия образования k -го компонента; G_k — массовый расход k -го компонента; $G_{H_2 inj}$ — массовый расход топлива через форсунки; $G_{H_2 noz}$ — массовый расход топлива через выходное сечение; H_{H_2} — высшая теплотворная способность топлива.

Результаты расчета. Сравнение двух вариантов КС. На рис. 2, *a–в* показаны поля массовой доли водорода в поперечных сечениях канала *A*, *B*, *C* при установившемся режиме течения потока и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$, на рис. 2, *г–е* — при $\alpha = 1,5$. На рис. 3 для первого и второго вариантов КС приведены поля массовой доли водорода в выходном сечении (сечении среза) сопла при $\alpha = 1,0$ и $1,5$.

Из рис. 2, *a–в* видно, что для первого варианта КС при $\alpha = 1,0$ течение потока обладает хорошей равномерностью, топливо отсутствует лишь у боковой стенки КС. Для второго варианта КС распределение иное: в верхней части КС топливо отсутствует, т. е. в этой области протекает воздух без смешения с топливом. В нижней части КС наблюдается обратный ток с забросом водорода в ПК. Также по нижней части проточного тракта водород доходит до среза сопла.

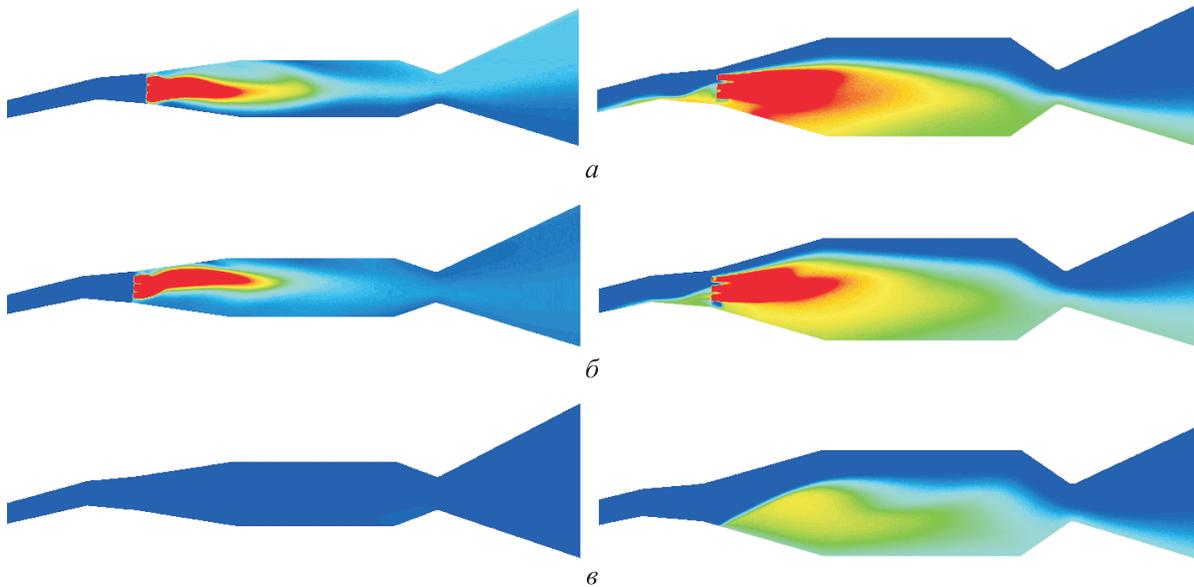


Рис. 2 (начало). Поля массовой доли водорода в поперечных сечениях канала *A* (*a*, *г*), *B* (*б*, *д*), *C* (*в*, *е*) при установившемся режиме течения потока и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ (*a–в*) и $1,5$ (*г–е*) для первого (слева) и второго (справа) вариантов КС

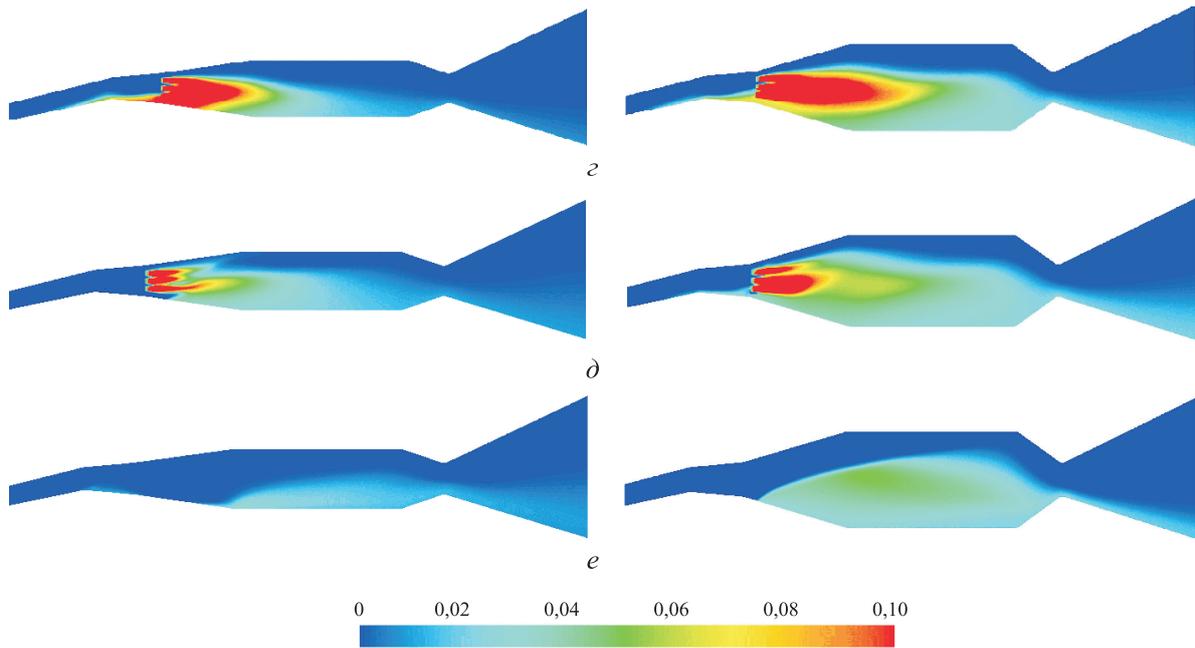


Рис. 2 (окончание). Поля массовой доли водорода в поперечных сечениях канала А (а, з), В (б, д), С (в, е) при установившемся режиме течения потока и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ (а–в) и $1,5$ (з–е) для первого (слева) и второго (справа) вариантов КС

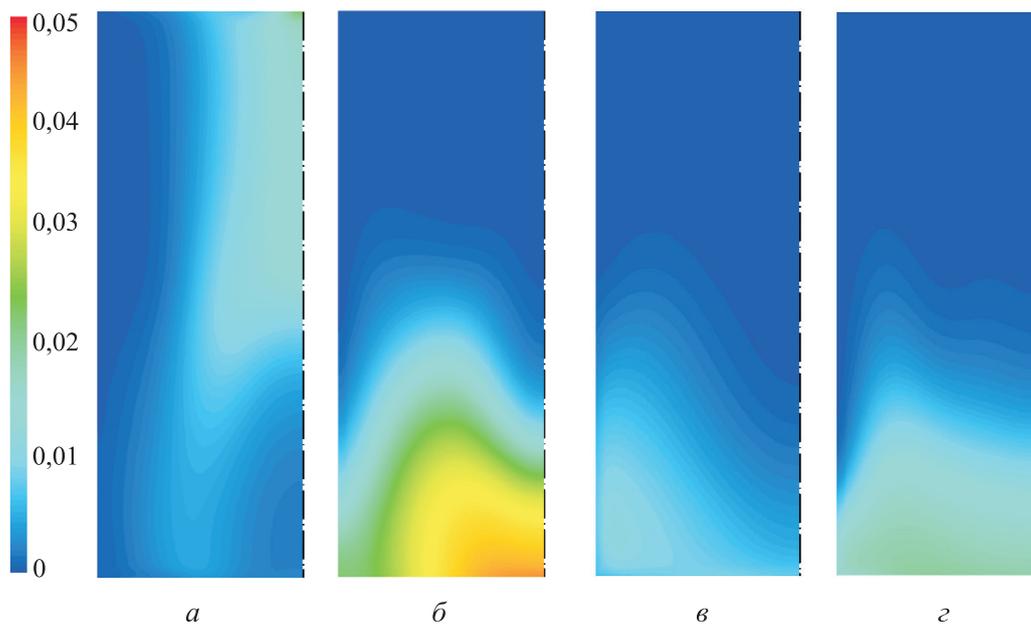


Рис. 3. Поля массовой доли водорода в сечении среза сопла для КС разного исполнения при различных значениях коэффициента избытка воздуха: а и б — для первого и второго вариантов КС при $\alpha = 1,0$; в и г — для первого и второго вариантов КС при $\alpha = 1,5$

При коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,5$ (см. рис. 2, з–е) структуры течения потока в обоих вариантах КС похожи: в верхней части топливо отсутствует, в нижней части водород с обратным током попадает в ПК. Из рис. 3 видно, что в сечении среза сопла поле массовой доли водорода более равномерное в первом варианте КС.

Расчетные интегральные характеристики для первого и второго вариантов КС приведены в табл. 1. Здесь и далее приведенный импульс — величина x -компоненты импульса, отнесенная к таковой для первого варианта КС при $\alpha = 1,0$.

Полученные сравнительно небольшие значения коэффициентов полноты сгорания топлива объясняются неравномерным (в попереч-

Таблица 1

Расчетные интегральные характеристики для первого и второго вариантов КС

Вариант КС	Приведенный импульс	Коэффициент полноты сгорания топлива	
		по выгоранию водорода	по энергии
Первый	1,000/0,773	0,689/0,911	0,618/0,779
Второй	0,835/0,669	0,647/0,879	0,563/0,767

Примечание. В числителе дроби указаны значения для коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1,0$, в знаменателе — для $\alpha = 1,5$.

ном сечении) распылом топлива в КС. Сравнительный анализ расчетных данных показывает, что конфигурация КС с высотой $H = 3,8h$ выигрывает по всем характеристикам в обоих режимах подачи топлива. На основании этого результата решено проводить исследование влияния спрямляющего устройства на рабочий процесс первого варианта КС.

Определение влияния спрямляющего устройства на характеристики рабочего процесса КС. Исследование проведено в той же постановке, что и в предыдущем расчете (с локальным шагом по времени). Однако из-за пульсационного характера течения потока в расчете для третьего варианта КС со спрям-

ляющим устройством не удалось добиться сходимости по расходам.

Чтобы провести корректное сравнение, выполнены расчеты в полной нестационарной постановке для первого и третьего вариантов КС с последующим осреднением по времени тяги и полноты сгорания топлива. Поля концентрации водорода при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ для первого и третьего вариантов КС в поперечных сечениях ПК показаны на рис. 4. Зависимости массового расхода газа G через поперечные сечения ПК от времени для первого и третьего вариантов КС приведены на рис. 5.

Из рис. 4 видно, что в первом варианте КС происходит заброс топлива в ПК, чего не было при расчете с локальным шагом по времени. При этом равномерность распределения топлива в горизонтальной плоскости улучшилась, так как топливо появилось у боковой стенки КС.

В вертикальной плоскости распределение топлива стало менее равномерным, водород концентрируется в нижней части проточного тракта от сечения форсунок до сечения среза сопла. В третьем варианте КС заброса топлива в ПК не происходит, однако также имеется неравномерность по его распределению в вертикальной плоскости. У боковой стенки третьей КС топливо отсутствует, что свидетельствует об его худшем распределении в горизонтальной

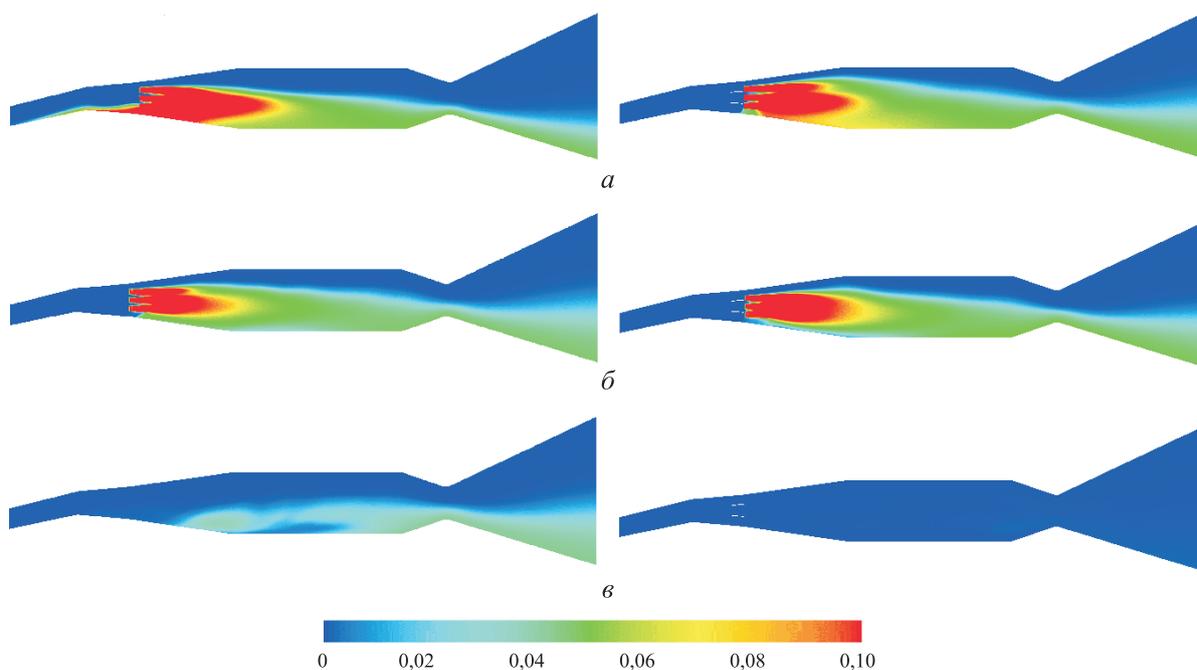


Рис. 4. Поля массовой доли водорода в поперечных сечениях канала А (а), В (б), С (в) при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ для первого (слева) и третьего (справа) вариантов КС

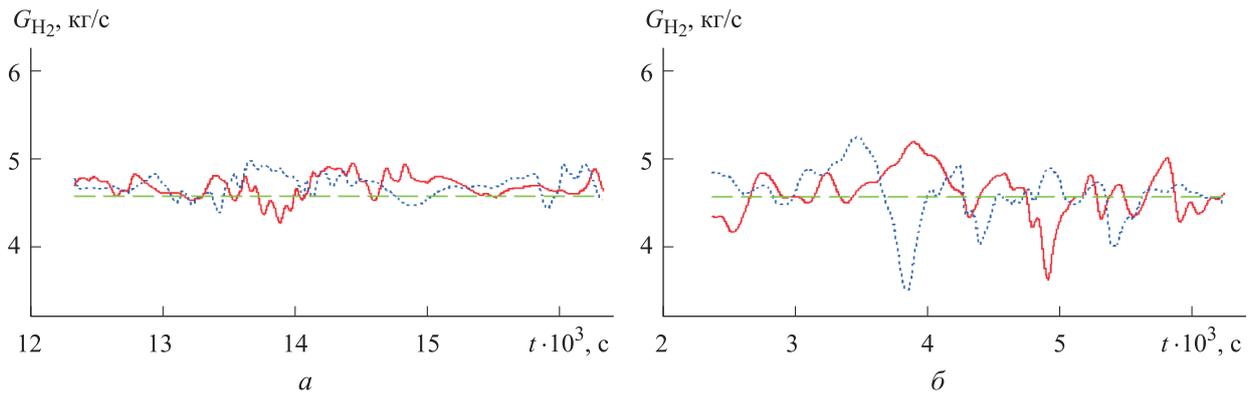


Рис. 5. Зависимости массового расхода газа G_{H_2} через поперечные сечения ПК от времени t для первого (а) и третьего (б) вариантов КС:
 — сечение входа; — сечение среза; сечение, проходящее через плоскость форсунок

плоскости по сравнению с таковым для первого варианта КС.

Расчетные интегральные характеристики для первого и третьего вариантов КС при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ приведены в табл. 2.

Из рис. 5 видно, что в третьем варианте КС по сравнению с первым присутствуют пульсации большей амплитуды. При сравнении значений интегральных характеристик результат оказался такой же, как и в расчете с локальным шагом по времени: третий вариант КС проигрывает по всем характеристикам первому. Это свидетельствует о том, что предложенное спрямляющее устройство не только не увеличивает, а даже несколько уменьшает коэффициент полноты сгорания топлива.

Абсолютное значение импульса при расчете в полной нестационарной постановке незначительно меньше, чем в расчете с локальным шагом по времени, однако общая тенденция отображена верно. При этом сохранилась разница в коэффициентах полноты сгорания, вычисленных по энергии и выгоранию топлива. Последняя оказалась несколько большей в обоих расчетах.

Таблица 2

Расчетные интегральные характеристики для первого и третьего вариантов КС при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$

Вариант КС	Приведенный импульс	Коэффициент полноты сгорания топлива	
		по выгоранию водорода	по энергии
Первый	0,940	0,663	0,601
Второй	0,884	0,643	0,593

Несмотря на появившееся различие в структурах течения потока при разных методах расчета, зависимость интегральных характеристик от метода незначительна, вследствие чего допустимо использовать метод с локальным шагом по времени для определения характеристик потока в канале.

Выводы

1. Проведено исследование течения потока в двух КС одинаковой длины $L = 19,34h$ и разной высоты: у первого варианта КС $H = 3,8h$, у второго $H = 5,65h$. При коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ получены коэффициенты полноты сгорания 0,689 и 0,647 для первой и второй КС соответственно. Равномерность потока также лучше у первой КС. Это свидетельствует о том, что увеличение поперечного сечения КС не всегда приводит к улучшению характеристик рабочего процесса.

2. Анализ результатов расчета течения потока в модели со спрямляющим устройством показал, что при его использовании интегральные характеристики снижаются: коэффициент полноты сгорания на $\sim 3\%$, импульс на $\sim 6\%$.

3. Несмотря на пульсационный характер течения потока, расчет с локальным шагом по времени дает верные относительные результаты для различных конфигураций, однако показывает завышенное абсолютное значение импульса по сравнению с таковым при расчете в полной нестационарной постановке.

4. Для снижения вычислительных затрат при сравнительном анализе интегральных характеристик различных конфигураций проточных трактов представляется целесообразным

использовать метод с локальным шагом по времени, а итоговые абсолютные значения интегральных характеристик для выбранной кон-

фигурации КС вычислять в полной нестационарной постановке с осреднением параметров по времени.

Литература

- [1] Aleksandrov V.Y., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., et al. Analysis of the integral characteristics of hexafly-int facility module. *Proc. 21th Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2017, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2017-2179>
- [2] Langener T., Steelant J., Roncioni P., et al. Preliminary performance analysis of the LAPCAT-MR2 by means of nose-to-tail computations. *18th AIAA/3AF Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2012, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2012-5872>
- [3] Steelant J., Varvill R., Defoort S., et al. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT-II project. *Proc. 20th AIAA Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2015, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-3677>
- [4] Taguchi H. Performance evaluation of hypersonic pre-cooled turbojet engine. *Proc. 20th Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2015, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-3593>
- [5] Gnani F., Zare-Behtash H., White C., et al. Numerical investigation on three-dimensional shock train structures in rectangular isolators. *Eur. J. Mech. B/Fluids.*, 2018, vol. 72, pp. 586–593, doi: <https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2018.07.018>
- [6] Voevodenko N.V., Gubanov A.A., Gusev D.Yu., et al. Boundary layer state influence on start of the inward-turning intake. *Proc. 30th ICAS*. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0383_paper.pdf
- [7] Гутов Б.И., Звезгинцев В.И., Мельников А.Ю. Влияние теплоподвода в камере сгорания на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 50, с. 15–25, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.50.02>
- [8] Molchanov A.M., Yanyshev D.S., Bykov L.V. Influence of channel geometrical properties and turbulence on propellant ignition in hypersonic ramjet combustion chamber. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 891. doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/891/1/012107>
- [9] Гуськов О.В., Копченков В.И., Липатов И.И. и др. *Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах*. Москва, Физматлит, 2008. 168 с.
- [10] Menter F.R., Langtry R.B., Likki S.R., et al. A correlation-based transition model using local variables. Part I. Model formulation. *J. Turbomach.*, 2006, vol. 128, no. 3, pp. 413–422, doi: <https://doi.org/10.1115/1.2184352>
- [11] Magnussen B.F. On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow. *19th AIAA Meeting*, 1981, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1981-42>
- [12] Dimitrov V.I. The maximum kinetic mechanism and rate constants in H₂-O₂ system. *React. Kinet. Catal. Lett.*, 1977, vol. 7, no. 1, pp. 81–86, doi: <https://doi.org/10.1007/BF02068557>
- [13] Toro E.F. *Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics: a practical introduction*. Springer-Verlag, 1999. 686 p.
- [14] Аверьков И.С., Александров В.Ю., Арефьев К.Ю. и др. Влияние полноты сгорания топлива на характеристики прямоточных воздушно-реактивных двигателей. *ТВТ*, 2016, № 6, с. 939–949, doi: <https://doi.org/10.7868/S0040364416050045>
- [15] Арефьев К.Ю., Кукшинов Н.В., Серпинский О.С. Методика экспериментального определения полноты сгорания потоков топливной смеси в каналах переменного сечения. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 2017, № 5, с. 90–102, doi: <https://doi.org/10.7868/S0568528117050103>

References

- [1] Aleksandrov V.Y., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., et al. Analysis of the integral characteristics of hexafly-int facility module. *Proc. 21th Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2017, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2017-2179>
- [2] Langener T., Steelant J., Roncioni P., et al. Preliminary performance analysis of the LAPCAT-MR2 by means of nose-to-tail computations. *18th AIAA/3AF Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2012, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2012-5872>
- [3] Steelant J., Varvill R., Defoort S., et al. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT-II project. *Proc. 20th AIAA Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2015, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-3677>
- [4] Taguchi H. Performance evaluation of hypersonic pre-cooled turbojet engine. *Proc. 20th Int. Space Planes and Hypersonic Syst. and Technol. Conf.*, 2015, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-3593>
- [5] Gnani F., Zare-Behtash H., White C., et al. Numerical investigation on three-dimensional shock train structures in rectangular isolators. *Eur. J. Mech. B/Fluids.*, 2018, vol. 72, pp. 586–593, doi: <https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2018.07.018>
- [6] Voevodenko N.V., Gubanov A.A., Gusev D.Yu., et al. Boundary layer state influence on start of the inward-turning intake. *Proc. 30th ICAS*. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0383_paper.pdf
- [7] Gutov B.I., Zvegintsev V.I., Mel'nikov A.Yu. Influence of the heat supply in the combustion chamber on the flow in the diffuser of the supersonic air intake. *Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2017, no. 50, pp. 15–25, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.50.02> (in Russ.).
- [8] Molchanov A.M., Yanyshv D.S., Bykov L.V. Influence of channel geometrical properties and turbulence on propellant ignition in hypersonic ramjet combustion chamber. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 891. doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/891/1/012107>
- [9] Gus'kov O.V., Kopchenov V.I., Lipatov I.I., et al. *Protsessy tormozheniya sverkhzvukovykh techeniy v kanalakh* [Processes of supersonic flow plugging in channels]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008. 168 p.
- [10] Menter F.R., Langtry R.B., Likki S.R., et al. A correlation-based transition model using local variables. Part I. Model formulation. *J. Turbomach.*, 2006, vol. 128, no. 3, pp. 413–422, doi: <https://doi.org/10.1115/1.2184352>
- [11] Magnussen B.F. On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow. *19th AIAA Meeting*, 1981, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1981-42>
- [12] Dimitrov V.I. The maximum kinetic mechanism and rate constants in H₂-O₂ system. *React. Kinet. Catal. Lett.*, 1977, vol. 7, no. 1, pp. 81–86, doi: <https://doi.org/10.1007/BF02068557>
- [13] Toro E.F. *Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics: a practical introduction*. Springer-Verlag, 1999. 686 p.
- [14] Aver'kov I.S., Aleksandrov V.Yu., Arefyev K.Yu., et al. The influence of combustion efficiency on the characteristics of ramjets. *TVT*, 2016, no. 6, pp. 939–949, doi: <https://doi.org/10.7868/S0040364416050045> (in Russ.). (Eng. version: *High Temp.*, 2016, vol. 54, no. 6, pp. 882–891, doi: <https://doi.org/10.1134/S0018151X16050047>)
- [15] Arefyev K.Yu., Kukshinov N.V., Serpinskiy O.S. Methodology of experimental determining the combustion efficiency of fuel mixture flows in channels of variable cross-section. *Izvestiya RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2017, no. 5, pp. 90–102, doi: <https://doi.org/10.7868/S0568528117050103> (in Russ.). (Eng. version: *Fluid Dyn.*, 2017, vol. 52, no. 5, pp. 682–694, doi: <https://doi.org/10.1134/S0015462817050106>)

Информация об авторах

ГУСЬКОВ Олег Вячеславович — кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отдела по научному направлению. ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2, e-mail: ovguskov@ciam.ru).

ЗАХАРОВ Вячеслав Сергеевич — начальник сектора «Расчетно-теоретических и обликочных исследований». ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2, e-mail: vszakharov@ciam.ru).

МИНКО Александр Викторович — младший научный сотрудник. ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2, e-mail: avminko@ciam.ru).

Information about the authors

GUSKOV Oleg Viacheslavovich — Candidate of Science (Phys. and Maths), Head of the Sector of Computational and Theoretical Studies of the Working Process in Aerospace Engines. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: ovguskov@ciam.ru).

ZAKHAROV Viacheslav Sergeevich — Head of Sector «Computational-Theoretical and facing research». Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: vszakharov@ciam.ru).

MINKO Aleksandr Victorovich — Head of Sector «Computational-Theoretical and facing research». Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: avminko@ciam.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Гуськов О.В., Захаров В.С., Минко А.В. Анализ влияния геометрии переходного канала и спрямляющих устройств на процесс горения водорода. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 7, с. 62–71, doi: 10.18698/0536-1044-2021-7-62-71

Please cite this article in English as:

Guskov O.V, Zakharov V.S., Minko A.V. Analysis of the Variable Cross-Section Duct and Straightening Device Geometry Effects on the Hydrogen Combustion Process. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 7, pp. 62–71, doi: 10.18698/0536-1044-2021-7-62-71



**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебное пособие**

«Материалы для поршневых двигателей. Модули 1 и 2»

Авторы: М.Ю. Семенов, М.В. Унчикова

Приведена методика оптимального выбора материалов для деталей двигателей внутреннего сгорания на основе анализа условий эксплуатации. Большое внимание уделено особенностям состава, структуры и свойств современных металлических и альтернативных материалов для изделий энергетических машин. Рассмотрены методы упрочняющей обработки, проведено сравнение отечественных материалов и покрытий с зарубежными аналогами.

Для студентов, обучающихся по магистерским программам «Двигатели наземного транспорта», «Двигатели специального назначения».

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru