

ТРАНСПИРАЦИОННОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ГАЗОГЕНЕРАТОРНЫМ ГАЗОМ

Обоснована актуальность решения проблемы создания высокоэффективной тепловой защиты стенок реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя на базе транспирационных систем охлаждения с использованием газогенераторного газа. Анализируются пути решения задачи разработки транспирационной системы охлаждения реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя газогенераторным газом с учетом сжимаемости, неизотермичности, градиентности основного потока, интенсивности вдува, угла наклона отверстий к поверхности, теплообмена в каналах транспирации и каналах охлаждения. Рассмотренные варианты методики расчета сопряженного теплообмена могут быть рекомендованы для решения задач оптимизации распределения транспирационных отверстий в охлаждаемой области реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель; транспирационное охлаждение; газогенераторный газ; моделирование течения.

Введение

Развитие авиационно-космической техники во многом определяется созданием совершенных жидкостных ракетных двигателей, эффективность которых зависит от удельной тяги двигателей при условии приемлемых затрат энергии и расходов охладителя в системах охлаждения и тепловой защиты стенок камеры сгорания и реактивного сопла. При уровне достигнутых температур в камерах сгорания ЖРД воздействие на градиент температуры в стенках камеры сгорания и реактивного сопла требует применения высокоэффективных систем тепловой защиты элементов двигателя. Изучению процессов теплопереноса в турбулентном пограничном слое на защищаемой поверхности при наличии локального и распределенного вдува посвящены экспериментальные и теоретические исследования [1, 2, 3, 4, 5]. К наиболее перспективным системам охлаждения следует отнести конвективно-пленочную, транспирационную и пористую системы охлаждения. При распределенном выдуве охладителя через пористую оболочку внутреннего корпуса реактивного сопла и секционированные пористые участки обеспечивается наиболее высокая эффективность охлаждения.

Наряду с совершенствованием технологии создания пористых систем охлаждения эффективным и рациональным, в силу конструктивно-технологических причин, является использование транспира-

ционного охлаждения. Технология создания транспирационного охлаждения обеспечивает оптимальное распределение тепловых потоков по обводу сопла и дает возможность достигать эффективность охлаждения, близкую к пористому охлаждению.

Постановка задачи

В настоящее время известно большое число работ, посвященных исследованию процессов теплообмена при конвективно-пленочном и пористом охлаждении реактивных сопел [1, 2, 3, 5]. Энергия охлаждающего газа определяется многими физическими величинами, изменяя значения которых можно обеспечить необходимое понижение температуры газогенераторного газа без использования холодных жидкостей. До настоящего времени недостаточно изучены особенности сопряженного теплообмена при охлаждении реактивного сопла газогенераторным газом, а также особенности процессов в пристенных областях при выдуве газогенераторного газа для создания газовой завесы и вопросы влияния транспирационного охлаждения на потери в реактивном сопле.

В статье рассматривается задача охлаждения сопла с помощью газогенераторного газа, проходящего через дополнительный газогенератор (рис. 1). Так как газ, проходящий через основную турбину двигателя, имеет низкое давление, он не может напрямую подаваться в систему охлаждения реак-

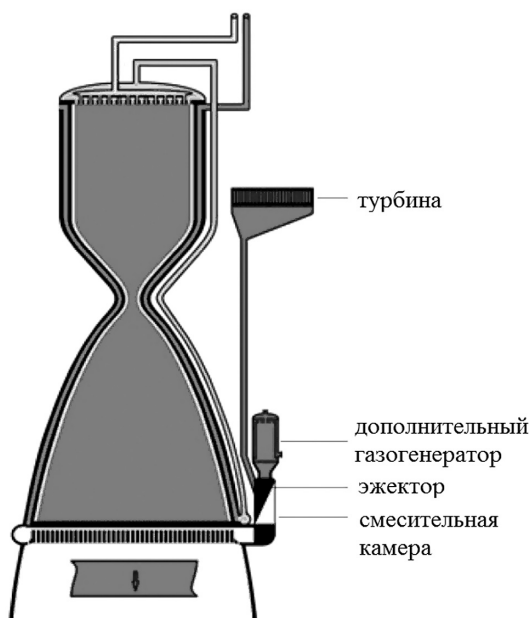


Рис. 1. Схема охлаждения реактивного сопла ЖРД с использованием дополнительного газогенератора

тивного сопла. Поэтому для уменьшения газогенераторного газа и увеличения его давления, необходимо дополнительный газогенератор. Он обеспечивает изменение составляющих энергии газа, которые позволят регулировать необходимую разность давления для его подачи в сопло двигателя, а также регулировать его температуру.

Рассмотренные задачи являются актуальными в решении проблемы создания высокоэффективной тепловой защиты стенок реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя на базе транспирационных систем охлаждения с использованием газогенераторного газа.

Целью работы является анализ путей решения сопряженной задачи трения и тепломассообмена для транспирационной системы охлаждения реактивного сопла газогенераторным газом.

Исходя из поставленной цели, в статье анализируются пути решения задачи разработки транспирационной системы охлаждения реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя газогенераторным газом с учетом сжимаемости, неизотермичности, градиентности основного потока, интенсивности вдува, угла наклона отверстий к поверхности, теплообмена в каналах транспирации и каналах охлаждения.

Результаты исследования

Анализ работ [2, 3, 4, 8] показал существенное влияние дискретности выдува и взаимного расположения отверстий на эффективность газовой завесы и преимущество шахматного расположения каналов транспирации по сравнению с параллель-

ным, позволяющее добиться при равенстве суммарного расхода охладителя немонотонности распределения эффективности охлаждения на уровне 10–15%, в то время как эта величина при параллельном расположении отверстий составляет 20–25%.

В разработанных методах расчета теплообмена и трения на поверхности при наличии локального выдува используются аппроксимационные, интегральные и численные методы. При учете влияния различных факторов (сжимаемости, неизотермичности, неоднородности течения и пр.) эти подходы требуют задания распределения скорости и температуры, учета взаимного влияния различных факторов, характеризующих реальные условия течений и пристенных процессов.

Анализ существующих подходов при реализации численных методов показал преимущества сопряженной постановки задачи, так как при использовании традиционных методов отдельного рассмотрения теплообмена в газовом потоке и в твердом теле необходимо задание граничных условий для расчета теплообмена на стенке [5, 6, 8, 9]. Сущность сопряженной постановки задачи заключается в совместном решении задач внешнего теплообмена, теплопроводности и внутреннего теплообмена. Использование такого подхода устраняет необходимость задания распределения коэффициентов теплоотдачи вдоль поверхности, которые учитывают взаимное тепловое влияние стенки и газа. В работах [8, 9, 10, 11] отмечается существенное влияние сопряженного рассмотрения задачи на результаты расчета эффективности газовой завесы и теплового состояния стенки.

Рассматриваемая система охлаждения представляет собой комбинированный метод тепловой защиты применительно к транспирационной системе охлаждения. В связи с этим можно выделить следующие физические явления, протекающие в рассматриваемой системе охлаждения:

1. теплообмен при течении основного газа в канале сопла (внешнее течение) с учетом сжимаемости, неизотермичности, градиентности и неоднородности течения;
2. теплообмен при истечении струй охладителя во внешний сносящий поток, с учетом угла выдува, сжимаемости, неизотермичности;
3. теплообмен при течении охладителя в охлаждающей рубашке.

Течение газового потока в канале и в каналах системы охлаждения (внутреннее течение) описывается системой дифференциальных уравнений неразрывности, движения в форме Навье–Стокса, энергии и состояния, а теплоперенос в твердом теле – уравнением Фурье. В качестве условия сопряжения на границе «газ – твердое тело» ставятся условия непрерывности температуры $T_{cr}^{flow} = T_{cr}^{solid}$ и баланса тепловых потоков $q_{cr}^{flow} = q_{cr}^{solid}$. Модели-

рование выполняется в трехмерной постановке для установившегося, вязкого, турбулентного течения при учете сжимаемости, неизотермичности, влияния вдува, без учета химических реакций и фазовых превращений. Свойства газа и твердого тела зависят от температуры; твердое тело изотропное; гравитационные и внешние силы отсутствуют. Учет турбулентности требует введения дополнительных пульсационных составляющих физических величин. Особенности пристенных течений со скоростями, аналогичными течениям в реактивных соплах наиболее адекватно учитываются моделями турбулентной вязкости Спаларта–Алмараса (Spalart-Allmaras Model), стандартной $k-\epsilon$ моделью, стандартной $k-\omega$ моделью, SST $k-\omega$ моделью [5, 6, 7].

Для оценки применимости SST $k-\omega$ модели турбулентности для расчета транспирационного охлаждения реактивного сопла были проанализированы результаты численного 3D моделирования задачи трения и теплообмена при транспирационном охлаждении на плоской пластине с шахматным распределением отверстий. Анализ распределения эффективности охлаждения θ показал удовлетво-

рительное совпадение результатов расчета с экспериментальными данными. Максимальная погрешность расчета не превысила 8,2%.

Задача оптимизации транспирационной системы охлаждения основывается на анализе результатов двух вариантов решения сопряженной задачи трения и теплообмена применительно к транспирационной системе охлаждения реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя. Блок-схемы вариантов методики расчета оптимального распределения отверстий в канале при транспирационном охлаждении реактивного сопла ЖРД представлены на рис. 2.

Вариант № 1 предусматривает установление оптимального расстояния между рядами отверстий при заданном расходе охладителя из условия непревышения температуры стенки, допустимой для материала ($T_{ст} \leq T_{стmax}$).

Вариант № 2 предусматривает установление минимального расхода охладителя для поддержания температуры защищаемой поверхности реактивного сопла на уровне $T_{ст} \leq T_{стmax}$.

При первом варианте (рис. 2, а):

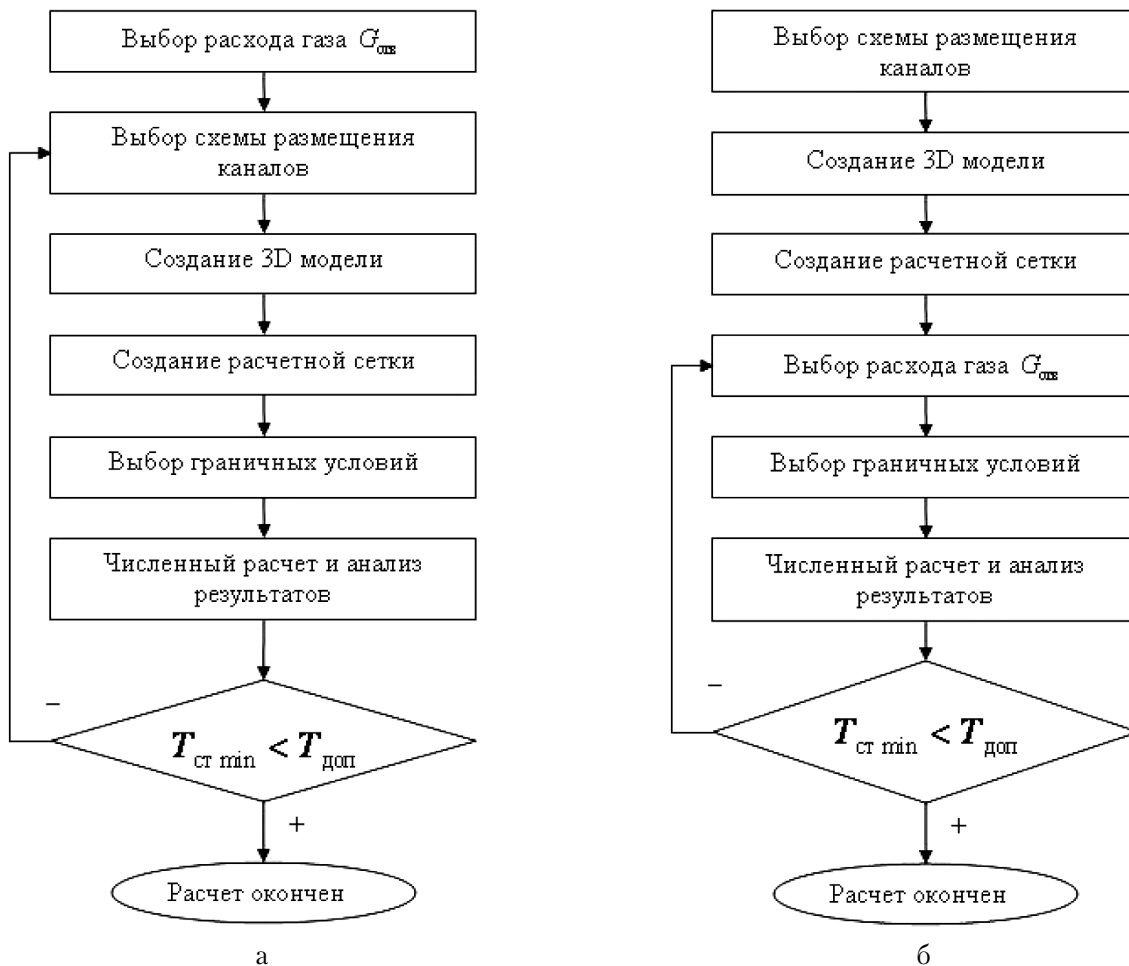


Рис. 2. Блок-схемы вариантов методики расчета оптимального распределения отверстий в канале при транспирационном охлаждении реактивного сопла ЖРД

1. Задается расход через одну щель (отверстие);
2. Строится несколько вариантов 3D моделей и расчетных сеток, варьируя расстоянием между рядами отверстий;
3. Проводится численное решение для каждого варианта расчетной сетки;
4. На основании полученных решений выбирается расстояние между соседними рядами отверстий в канале или интерполируются полученные решения в функцию вида $\theta_{\Sigma} = f(x, \theta_{\text{к}}, \theta_{\text{п}}, G_{\text{охл}} = \text{const})$ и функция исследуется на экстремум.

При втором варианте (рис. 2, б):

1. Задается распределение отверстий в канале на основе расчета условий теплообмена по критериальным зависимостям, по интегральным уравнениям, по дифференциальным уравнениям при идеализации течения;
2. Строится расчетная сетка с заданной геометрией каналов охлаждения;
3. При варьировании расхода охладителя для каждого ряда отверстий выполняется численный расчет задачи на единой расчетной сетке;
4. На основании полученных решений определяется минимальный расход охладителя для каждого ряда отверстий, исходя из условия поддержания температуры защищаемой поверхности на уровне $T_{\text{ст}} \leq T_{\text{стmax}}$, или интерполируются получен-

ные решения в функцию вида $\theta_{\Sigma} = f(G_{\text{охл}}, \theta_{\text{к}}, \theta_{\text{п}}, x = \text{const})$ и выполняется исследование функции на экстремум.

При численном моделировании целесообразно проводить решение задачи в два этапа. На первом этапе, используя допущение о двумерности потока в средней части канала и замене отверстий транспирации эквивалентными щелями, определяется оптимальное распределение каналов транспирации. На втором этапе, используя 3D расчет, оценивается влияние дискретности выдува на эффективность охлаждения стенки сопла.

Результаты исследований структуры течения вблизи струи, истекающей из щели на стенке, а также эффективности тепловой защиты стенки при комбинированном охлаждении показали, что профиль скорости в каналах транспирации при относительном расходе охлаждающего газа $\bar{g} = 0,15\%$ несимметричен относительно оси в отличие от профиля скорости при турбулентном течении в сопле. Это может быть объяснено локальным нагревом охладителя и влиянием сносящего потока на структуру потока в месте выдува. Структура потока в месте выдува характеризуется деформированием профиля скорости выдуваемого газа, что объясняется влиянием сносящего потока, деформирующего форму струи выдуваемого газа. При этом

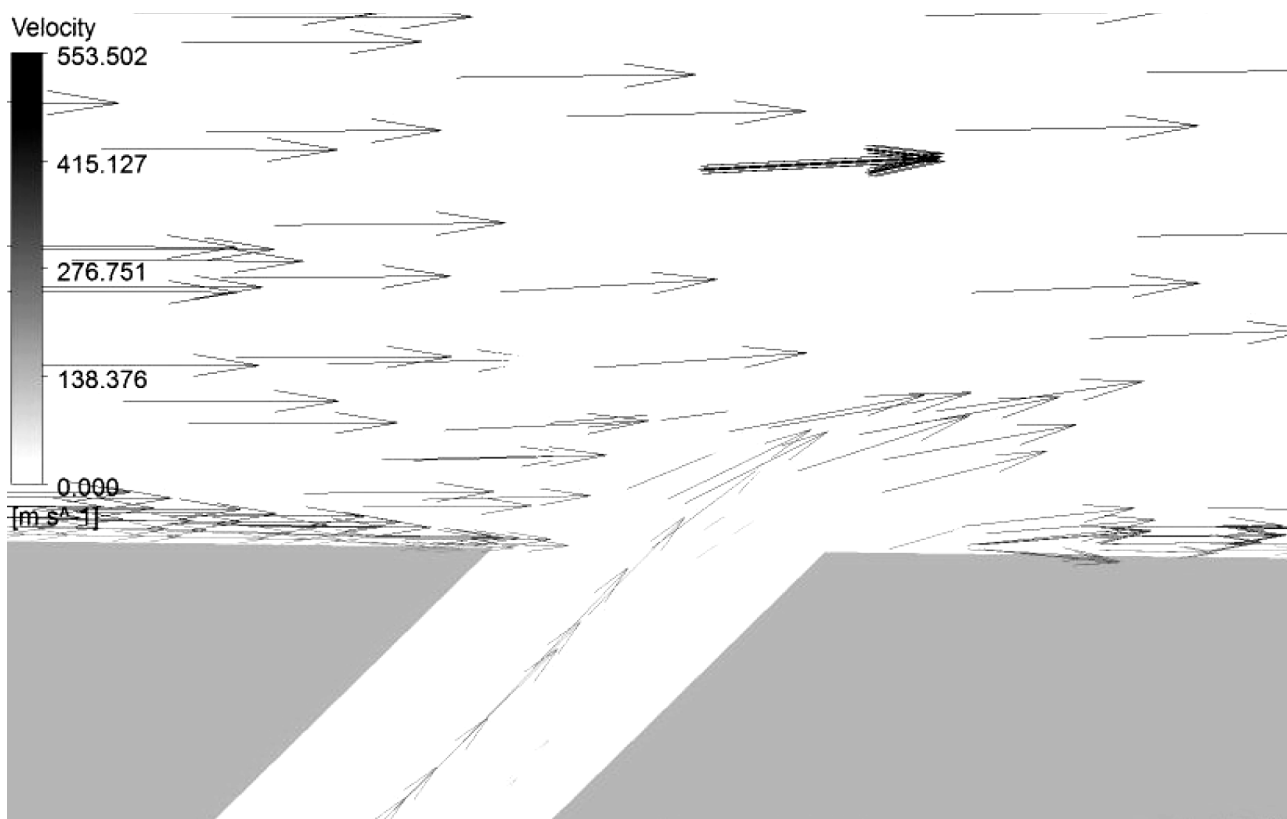


Рис. 3. Поле скоростей на охлаждаемой поверхности сопла за местом выдува охладителя

имеет место смещение максимума вниз по потоку. Это объясняется уменьшением гидравлического сечения каналов транспирации.

Анализ структуры течения за местом выдува охладителя (рис. 3) показывает, что профиль скорости у стенки зависит от угла выдува охладителя. При углах выдува охладителя 40° – 50° и расходах охладителя $\bar{g} > 0,25\%$ возникает рециркуляционная зона с размерами, зависящими от интенсивности вдува.

Отрыв струи от защищаемой поверхности локализуется ее последующим присоединением к обтекаемой поверхности сопла. После присоединения профиль скорости трансформируется до обычного, соответствующего турбулентному течению.

Результаты численного моделирования показали, что при расположении отверстий в шахматном порядке удается добиться более равномерного температурного поля по сравнению с параллельным расположением отверстий. При этом неравномерность распределения эффективности охлаждения при шахматном расположении отверстий и равенстве суммарного расхода охладителя составляет 15–20%, в то время как при параллельном расположении отверстий неравномерность составляет 35–40%.

Выводы

1. Результаты численного моделирования течения за местом выдува охладителя показали, что профиль скорости у стенки существенно зависит от угла выдува охладителя.

2. Варианты методики расчета сопряженного теплообмена могут быть рекомендованы для решения задач оптимизации распределения транспирационных отверстий в охлаждаемой области реактивного сопла.

Литература

- [1] Васильев А. П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев ; под ред. В. М. Кудрявцева. – 3-е изд., испр. и доп. – М.: Высш. школа, 1983. – 703 с., ил.
- [2] Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для высших учебных заведений / М. В. Добровольский; под ред. Д. А. Ягодникова – 3-е изд., доп. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. – 461, [3] с., ил.
- [3] Алемасов В. Е. Теория ракетных двигателей. Учеб. пособие. / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин ; под ред. В. П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
- [4] Саттон Д. Ракетные двигатели. Основы теории и конструкция жидкостно-реактивных двигателей / Д. Саттон. – Перевод со 2-го американского издания. – М.: Изд-во иностранной литературы, 1952, – 330 с.
- [5] Ван ден Берг Б. Моделирование турбулентности и обсуждение результатов экспериментальных исследований трехмерных пограничных слоев / Б. Ван ден Берг // Трехмерные турбулентные слои: пер с англ. / ред.: Х. Фернхольц, Е. Краузе. – М.: Мир, 1985. – С.10–25.
- [6] Алексин В. А. Моделирование влияния параметров турбулентности набегающего потока на течение в нестационарном пограничном слое / В. А. Алексин, С. Н. Казейкин // Механика жидкости и газа. – 2000. – № 6. – С. 64–77.
- [7] Юн А. А. Теория и практика моделирования турбулентных течений / А. А. Юн. – М.: Книжный дом «Либроком», 2009. – 272 с.
- [8] Зубков А. И. О влиянии отсоса и вдува на профиль пограничного слоя при обтекании ступенчатого конуса сверхзвуковым потоком / А. И. Зубков // Труды ЦИАМ. – 1961. – № 382. – 112 с.
- [9] Копелев С. З. Структура потока в турбинной решетке с выдувом через кромку / С. З. Копелев, Е. Е. Лихерзак, С. Т. Лев. // Энергетическое машиностроение: науч.техн.сб. – Х.: ХГУ, 1973. – Вып. 15. – С. 75–84.
- [10] McCormick D. C. Shock Boundary Layer Interaction Control With Vortex Generators and Passive Control // AIAA J., 1993. – Vol. 93, No. 1. – P. 91–96.
- [11] Menter, F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications / F. R. Menter // AIAA J.– 1994. – Vol. 32, Issue 8. – P. 1598–1605. doi:10.2514/3.12149.

Tereshchenko Yu. M., Doroshenko K. V., Hamzeg P

National Aviation University. Ukraine, Kiev

TRANSPIRATION COOLING OF A NOZZLE OF A LIQUID ROCKET ENGINE BY GAS GENERATOR GAS

The relevance of solution to the problem of creating of highly effective wall protection of nozzle of a liquid rocket engine based on transpiration cooling systems using gas of gas generator is justified. The ways of solution to the problem of creating of transpiration cooling system for nozzle of a liquid rocket engine by gas of gas generator are analyzed, taking into account the compressibility, non-isothermicity, the gradient of the main flow, the intensity of injection, the angle of inclination of the holes to the surface, heat transfer in the cooling channels. The considered variants of the method for calculating of heat and mass transfer may be recommended for solution to the optimization problem of distribution of transpiration holes in the cooled region of the nozzle of the liquid rocket engine.

Keywords: liquid rocket engine; transpiration cooling; gas of gas generator; modeling of flow.

References

- [1] Vasil'ev A. P. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnyh raketnyh dvigatelej: Uchebnik / A. P. Vasil'ev, V. M. Kudrjavcev; pod red. V. M. Kudrjavceva. – 3-e izd., ispr. i dop. – M.: Vyssh. shkola, 1983. – 703 s.
- [2] Dobrovol'skij M. V. Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovanija: uchebnik dlja vysshih uchebnyh zavedenij / M. V. Dobrovol'skij; pod red. D. A. Jagodnikova – 3-e izd., dop. – M.: Izdatel'stvo MGTU im. N. Je. Bauman, 2016. – 461 s.
- [3] Alemasov V. E. Teorija raketnyh dvigatelej. Ucheb. posobie. / V. E. Alemasov, A. F. Dregalin, A. P. Tishin ; pod red. V. P. Glushko. – M.: Mashinostroenie, 1989. – 464 s.
- [4] Satton D. Raketnye dvigateli. Osnovy teorii i konstrukcija zhidkostno-reaktivnyh dvigatelej / D. Satton. – Perevod so 2-go amerikanskogo izdaniya. – M.: Izd-vo inostrannoj literatury, 1952, – 330 s.
- [5] Van den Berg B. Modelirovanie turbulentnosti i obsuzhdenie rezul'tatov jeksperimental'nyh issledovanij trehmernyh pogranychnyh sloev / B. Van den Berg // Trehmernye turbulentnye sloi: per s ang. / red.: H. Fernhol'c, E. Krauze. – M.: Mir, 1985. – S.10–25.
- [6] Aleksin V. A. Modelirovanie vlijanija parametrov turbulentnosti nabegajushhego potoka na techenie v nestacionarnom pogranychnom sloe / V. A. Aleksin, S. N. Kazejkin // Mehanika zhidkosti i gaza. – 2000. – № 6. – S. 64–77.
- [7] Jun A. A. Teorija i praktika modelirovanija turbulentnyh techenij / A. A. Jun. – M.: Knizhnyj dom «Librokom», 2009. – 272 s.
- [8] Zubkov A. I. O vlijanii otsosa i vduva na profil' pogranychnogo sloja pri obtekanii stupenchatogo konusa sverhzvukovym potokom / A. I. Zubkov // Trudy CIAM. – 1961. – № 382. – S. 112.
- [9] Kopelev S. Z. Struktura potoka v turbinnoj reshetke s vyduvom cherez kromku / S. Z. Kopelev, E. E. Liherzak, S. T. Lev. // Jenergeticheskoe mashinostroenie: nauch.tehn.sb. – H.: HGU, 1973. – Vyp. 15. – S. 75–84.
- [10] McCormick D. C. Shock Boundary Layer Interaction Control With Vortex Generators and Passive Control // AIAA J., 1993. – Vol. 93, No. 1. – P. 91–96.
- [11] Menter, F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications / F. R. Menter // AIAA J.– 1994. – Vol. 32, Issue 8. – P. 1598–1605. doi:10.2514/3.12149.