

<https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003>
УДК 533.6.011

В. И. ТИМОШЕНКО

зав. отделом, д-р физ.-мат. наук, проф.

В. П. ГАЛИНСКИЙ

старш. науч. сотруд., канд. физ.-мат. наук, старш. науч. сотруд.

Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины
ул. Лешко-Попеля 15, Днепро, Украина, 49005

E-mail: itm12@ukr.net,

E-mail: office.itm@nas.gov.ua

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ АЭРОГАЗОТЕРМОДИНАМИКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Обсуждаются основные вопросы разработки расчетно-методического обеспечения для проведения оперативных комплексных расчетов термогазодинамических процессов в элементах прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), интегрированного с корпусом летательного аппарата (ЛА), маршевыми методами. Численное моделирование течения в ПВРД разбивается на такие составляющие – обтекание корпуса ЛА, течение в воздухозаборном устройстве (ВЗУ), камере сгорания и сопле с выхлопной струей. Расчет сверхзвукового течения около корпуса аппарата, во входной части ВЗУ и в выхлопной струе осуществляется в невязком приближении с использованием схемы Годунова или с учетом вязкости с использованием модели «вязкого слоя». Области дозвукового течения в выходной части ВЗУ и дозвукового неравновесного течения в камере сгорания рассчитываются с использованием модели «узкого канала» или в квазиодномерном приближении. Обсуждаются вопросы подбора геометрических параметров камеры сгорания и околосопловой части выходного сопла в случае задания параметров потока на выходе из ВЗУ. Проведен анализ различных моделей воспламенения и горения керосина в камере сгорания. Расчет течения в выхлопной струе осуществляется с учетом обтекания нижней хвостовой части поверхности ЛА и взаимодействия струи с возмущенным набегающим потоком. Представлены результаты оценочных расчетов в двумерном приближении отдельных элементов и полной компоновки ЛА стилизованной формы.

Ключевые слова: оперативный численный расчет, термогазодинамические процессы, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, летательный аппарат, воздухозаборное устройство, камера сгорания, сопло, выхлопная струя, горение керосина, маршевые методы расчета.

ВВЕДЕНИЕ

Характерной особенностью летательного аппарата (ЛА), использующего в качестве силовой установки прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), является высокая степень интеграции планера и силовой установкой. Ин-

женерные методики оптимизации параметров ПВРД для обеспечения заданного режима маршевого полёта, предложенные в работах [1–3], используются при проведении оценочных расчетов. При численном моделировании процессов аэрогазодинамики ЛА с ПВРД необходимо

Цитування: Тимошенко В. И., Галинский В. П. Математическое моделирование процессов аэрогазотермодинамики сверхзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 2 (123). С. 3–18. <https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003>

решать совместно целый комплекс задач [14, 16]. В частности, в работе [14] обсуждаются основные аспекты формулировки комплексных математических моделей для расчета аэрогазодинамических параметров гиперзвукового ЛА (ГЛА) интегральной схемы. В работах [4, 5, 8, 13, 15, 17] рассматривались вопросы моделирования термогазодинамических процессов в отдельных элементах ПВРД. Подходы к организации рабочего процесса и формированию проточной части камеры сгорания ПВРД обсуждаются в работах [4, 8, 10]. Там же рассмотрены способы сжатия, воспламенения, стабилизации пламени и горения топлива в потоке с целью сокращения длины камеры сгорания.

Целью исследования является комплексный анализ аэро- и термогазодинамических процессов, сопровождающих обтекание ЛА с ПВРД сверхзвуковым набегающим потоком, позволяющий согласованно учитывать как обтекание корпуса ЛА, так термогазодинамические процессы во всех элементах ПВРД. Будут рассмотрены вопросы оперативного расчета маршевыми методами аэро- и термогазодинамических процессов, сопровождающих функционирование ЛА с ПВРД. При этом используется комплексный анализ этих процессов, позволяющий численно моделировать термогазодинамические процессы во всех элементах ПВРД в рамках используемых математических моделей, без каких-либо априорных допущений.

Перечень основных задач, которые необходимо рассматривать при численном моделировании термогазодинамических процессов для ЛА с ПВРД, сводится к следующему:

- а) внешнее обтекание корпуса ГЛА;
- б) течение воздуха в ВЗУ;
- в) течение продуктов сгорания в камере сгорания;
- г) истечение продуктов сгорания через сопло;
- д) взаимодействие выхлопной струи продуктов сгорания с корпусом ЛА и набегающим потоком воздуха.

Для численного моделирования термогазодинамических процессов в элементах ПВРД используются различные системы уравнений и способы их решения. Расчет сверхзвукового те-

чения около боковой поверхности корпуса ЛА, на входе в канал ВЗУ, в расширяющейся части сопла Лавала и выхлопной струе может осуществляться с использованием уравнений Эйлера или «вязкого» слоя. Для расчета дозвукового течения в канале ВЗУ и камере сгорания ПВРД может использоваться квазиодномерная модель или модель «узкого канала». Более детальное описание используемых расчетных моделей и алгоритмов их реализации в двумерном приближении приводится ниже.

ОСНОВНАЯ СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ. ЭЛЕМЕНТЫ МАРШЕВОГО АЛГОРИТМА

Система уравнений «вязкого» слоя для сверхзвуковых течений. Систему уравнений «вязкого» слоя, используемую для описания сверхзвукового течения в элементах ПВРД: входной участок канала ВЗУ, расширяющийся участок выходного сопла и выхлопная струя, можно записать в системе координат Oxy в следующем виде [14]:

- первая подсистема (уравнения переноса продольного импульса, полной энтальпии и массовых концентраций компонентов газовой смеси) —

$$\rho U \frac{\partial U}{\partial x} + \rho V \frac{\partial U}{\partial y} = \frac{1}{y^v} \frac{\partial}{\partial y} \left(y^v \mu_t \frac{\partial U}{\partial y} \right) - \frac{\partial P}{\partial x}, \quad (1)$$

$$\rho U \frac{\partial H_0}{\partial x} + \rho V \frac{\partial H_0}{\partial y} = \frac{1}{y^v} \frac{\partial}{\partial y} \left[y^v \left(\frac{\mu}{Pr} \right)_t \frac{\partial H_0}{\partial y} \right] - \frac{1}{y^v} \frac{\partial}{\partial y} \left\{ y^v \left[\left(\frac{1}{Pr} - 1 \right) \mu \right]_t U \frac{\partial U}{\partial y} \right\}, \quad (2)$$

$$\rho U \frac{\partial X_k}{\partial x} + \rho V \frac{\partial X_k}{\partial y} = \frac{1}{y^v} \frac{\partial}{\partial y} \left[y^v \left(\frac{\mu}{Sm_k} \right)_t \frac{\partial X_k}{\partial y} \right] + W_k, \quad (k=1, 2, \dots, N); \quad (3)$$

- вторая подсистема (уравнения неразрывности и поперечного импульса без учета вязкости) —

$$\frac{\partial y^v \rho U}{\partial x} + \frac{\partial y^v \rho V}{\partial y} = 0, \quad (4)$$

$$\rho U \frac{\partial V}{\partial x} + \rho V \frac{\partial V}{\partial y} = - \frac{\partial P}{\partial y}, \quad (5)$$

где U, V — проекции вектора скорости вдоль осей x, y системы координат (ось x направлена вдоль корпуса аппарата); ρ, P и X_k — плотность, статическое давление, полная энтальпия и массовые концентрации компонентов газовой смеси;

$$H_0 = h + (U^2 + V^2) / 2, \quad h = \sum_{k=1}^N X_k(P, T) h_k(T)$$

— полная и удельная энтальпии, N — количество компонентов в газовой смеси,

$$h_k = \int_{T^*}^T C_{p_k} dT + h_k^*$$

— статическая энтальпия k -го компонента смеси, μ — эффективный коэффициент динамической вязкости; Pr, Sm — турбулентные числа Прандтля и Шмидта; W_k — скорость изменение концентраций смеси вследствие неравновесных химических реакций; $\nu = 0$ или 1 — для декартовой или цилиндрической системы координат соответственно.

Система уравнений (1)–(5) дополняется уравнением состояния

$$P = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \rho h, \quad \text{или} \quad P = \frac{R_0}{m} \rho T, \quad (6)$$

$$\frac{1}{m} = \sum_{k=1}^N \frac{X_k}{m_k},$$

где m — молекулярная масса газовой смеси, R_0 — универсальная газовая постоянная.

Алгоритм расчета химического состава газовой смеси. При решении уравнений 2-го порядка переноса компонентов газовой смеси (3) вследствие «жесткости» уравнений диффузии при протекании химических реакций в основу алгоритма численного расчета на одном шаге по маршевой переменной положен метод расщепления по физическим процессам [7, 12]. Согласно данному методу решение полной задачи на одном шаге интегрирования по маршевой переменной сводится к последовательному определению изменения массового состава смеси в сечении x_{n+1} сначала только в результате химического взаимодействия, а затем изменения компонентного

состава смеси в сечении x_{n+1} вследствие конвективного и диффузионного переноса.

На первом шаге используется система уравнений вида

$$\frac{dX_k}{d\tau} = W_k \quad \text{или} \quad U \frac{dX_k}{dx} = W_k, \quad (7)$$

$$(k = 1, 2, \dots, N).$$

Уравнения (7) решаются с использованием алгоритма Гира [19]. Для химических реакций



скорость изменения концентрации k -го компонента определяется соотношением

$$W_k = \sum_{i=1}^N m_k \nu_{ki} \dot{\omega}_i.$$

Здесь $\dot{\omega}_A = k'_A \cdot n_A^{\nu_A} \cdot n_B^{\nu_B}$ — скорость образования компонента в конкретной реакции, $k'_j = A' T^S \exp(-E/R_0 T)$ — константа скорости j -й химической реакции, $n_k = \rho X_k / m_k$ — мольно-объемная концентрация k -го компонента [12].

На втором этапе в результате численного решения уравнений (3) без учета химических реакций ($W_k = 0$) определяется изменение компонентного состава смеси в сечении x_{n+1} вследствие конвективного и диффузионного переноса компонентов.

Модель «узкого канала» для дозвуковых течений. В результате торможения сверхзвукового потока в выходном участке канала ВЗУ и в камере сгорания ПВРД течение становится дозвуковым. В областях течения с обширными дозвуковыми зонами для решения уравнений «вязкого слоя» обычно используются алгоритмы метода установления. Это приводит к большим затратам машинного времени и затрудняет использование приближения «вязкого слоя» в оценочных проектных расчетах.

В каналах с плавным изменением площади поперечного сечения, к которым во многих случаях можно отнести выходные участки ВЗУ и камеры сгорания ПВРД, можно принять, что изменения давления поперек сечения канала намного меньше изменений давления вдоль канала, и можно предполагать $dP/dy = 0$. Это допущение позволяет исключить уравнение (5) из рассмотрения и использовать уравнение нераз-

рывности (4) для определения поперечного компонента скорости. Для определения остальных параметров дозвукового течения воздуха в ВЗУ и продуктов сгорания в камере сгорания используются уравнения для продольной составляющей вектора скорости, полной энтальпии, концентрации компонентов и уравнение первого порядка — уравнение неразрывности. Это приближение представляет собой модель «узкого канала» [9, 11]. Продольный градиент давления dP/dx в модели «узкого канала» является неизвестной функцией продольной координаты x . В общем случае величина dP/dx определяется с учетом краевого характера граничных условий для поперечной скорости V_n , которая вычисляется из уравнения первого порядка — уравнения неразрывности. В двумерном случае для определения dP/dx можно использовать интегральный аналог уравнения неразрывности, согласно которому расход газа в любом поперечном сечении канала равен расходу газа G_{in} во входном сечении канала.

Уравнение неразрывности и уравнение количества движения, входящее в систему уравнений «узкого канала», в нормированных координатах записываются в виде

$$\frac{\partial y^v (S - B) \rho U}{\partial x} + \frac{\partial y^v \rho V_n}{\partial \eta} = 0,$$

$$a_x \frac{\partial u}{\partial x} + b_y \frac{\partial u}{\partial \eta} = \frac{1}{(S - B)} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\alpha_U \frac{\partial u}{\partial \eta} \right) +$$

$$+ \frac{\alpha_U}{y^v} \frac{\partial u}{\partial \eta} - (S - B) \frac{dp}{dx},$$

где

$$a_x = (S - B) \rho U, \quad b_y = \rho V_n, \quad \alpha_U = \mu,$$

$$V_n = V - U(B'_x + \eta(S'_x - B'_x)), \quad \eta = \frac{y - B(x)}{S(x) - B(x)}$$

— нормированная поперечная координата.

В конечноразностном виде с явным выделением слагаемого dP/dx уравнение количества движения переписывается в виде

$$A_j U_{j+1} + B_j U_j + C_j U_{j-1} =$$

$$- \frac{a_j^{n-1}}{\Delta x} U_j^{n-1} - (S - B) \frac{dP}{dx}. \quad (8)$$

Представив решение уравнения (8) в виде

$$U_j = U_j^0 + U_j^p \frac{dP}{dx},$$

для вычисления U_j^0 и U_j^p получим следующие системы уравнений:

$$A_j U_{j+1}^0 + B_j U_j^0 + C_j U_{j-1}^0 = - \frac{a_j^{n-1}}{\Delta x} U_j^{n-1};$$

$$A_j U_{j+1}^p + B_j U_j^p + C_j U_{j-1}^p = -(S - B).$$

Для того чтобы выполнялось условие «прилипания» на обтекаемых поверхностях независимо от значения dP/dx , нужно, чтобы U_1^0 , U_1^p , U_N^0 и U_N^p были равны нулю. Из приведенных соотношений и условия постоянства расхода в каждом поперечном сечении канала ВЗУ или камеры сгорания вытекает уравнение для определения dP/dx :

$$G_{in} / (S - B) = \int_0^1 \rho U^0 y^v d\eta + \frac{dP}{dx} \int_0^1 \rho U^p y^v d\eta.$$

Определение градиента давления осуществляется внутри цикла итераций по нелинейности для уравнений второго порядка.

ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОМПЛЕКСНОГО РАСЧЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Параметры дозвукового течения на выходе из ВЗУ, в камере сгорания ПВРД и при истечении через выходное сопло определяются формой ВЗУ, формой камеры сгорания, термогазодинамическими процессами, протекающими в ней, и условиями истечения продуктов сгорания через критическое сечение выходного сопла. Поэтому результаты комплексного расчета в строгой постановке можно получить только методом установления по времени, решая полную систему уравнений газовой динамики и химической кинетики [5]. В рамках такого подхода решаются нестационарные двумерные или трехмерные уравнения газовой динамики при соответствующих граничных условиях, которые учитывают форму поверхностей ВЗУ, камеры сгорания и дозвуковой части выходного сопла. Для решения этих уравнений могут быть использованы промышленные программные комплексы (FlowVision, ANSYS CFX, ANSYS FLUENT,

SolidWorks и др.), которые в настоящее время получили широкое распространение в инженерной практике [5]. Однако применение алгоритмов метода установления требует больших затрат машинного времени (от нескольких суток до месяца). Кроме того, в практике проектно-конструкторских работ проектная отработка элементов ПВРД производится отдельно и, как правило, в разных подразделениях, в которые передаются соответствующие исходные данные. В то же время для согласования исходных данных для отдельных элементов ПВРД представляется необходимым иметь алгоритмы и программное обеспечение для комплексного определения проектных и эксплуатационных параметров ЛА с ПВРД в целом. Для этого целесообразно применять методы оперативного расчета, построенные на алгоритмах маршевого решения уравнений газовой динамики вдоль элементов канала ПВРД. Описание этих методов и особенностей их применения для расчета различных течений в струях и каналах приведены в работах [12, 13, 15].

Интеграция элементов ЛА требует исследования течения у наветренной поверхности тела, в тех областях, где происходит формирование потока газа, поступающего в ВЗУ. Поверхность носовой части фюзеляжа должна обеспечивать торможение набегающего потока, и следовательно, его сжатие перед входом в канал ВЗУ. Носовая часть фюзеляжа обычно проектируется так, чтобы обеспечить минимальные потери полного давления набегающего потока при его сжатии в системе скачков уплотнения относительно небольшой интенсивности

Проведение маршевого расчета обтекания нижней поверхности фюзеляжа ЛА с учетом отвода части воздушного потока через канал ВЗУ возможно в случае расчетного режима течения. Часть потока, которая втекает в канал ВЗУ, исключается из расчета обтекания нижней поверхности фюзеляжа ЛА. За входным сечением канала ВЗУ нижняя расчетная область будет заключена между внешней поверхностью обечайки ВЗУ и головным скачком. Расчет сверхзвукового течения в этой области ведется до выходного сечения сопла. За срезом сопла осуществляется

переход к совместному расчету струи продуктов сгорания, вытекающей через сопло, и внешнего потока воздуха около нижней поверхности фюзеляжа ЛА.

Следующий комплекс задач связан с решением ряда задач об определении параметров сверхзвукового течения воздуха во входной части канала ВЗУ, дозвукового течения на выходе ВЗУ перед входом в камеру сгорания и термогазодинамических параметров течения топливно-воздушной смеси в камере сгорания. Геометрические параметры ВЗУ подбираются так, чтобы обеспечить заданное проектантами значение коэффициента скорости λ_k воздуха на входе в камеру сгорания. Воспламенение и горение керосина в камере сгорания приводит к повышению температуры и подводу тепла к продуктам сгорания, в результате чего может возникать тепловое заклинивание потока. Поэтому форма канала камеры сгорания должна подбираться таким образом, чтобы исключалось тепловое заклинивание потока. Параметры потока, полученные на выходе из камеры сгорания, используются в качестве начальных данных при расчете течения в выходном сопле. По этим параметрам определяется площадь критического сечения сопла и строится его форма.

Таким образом, маршевый комплексный оперативный расчет ЛА с ПВРД сводится к следующему:

- а) расчет обтекания нижней поверхности фюзеляжа ЛА с учетом отвода части воздушного потока через канал ВЗУ;
- б) расчет течения в ВЗУ с подбором положения прямого скачка, обеспечивающего заданное значение коэффициента скорости λ_k на выходе из канала ВЗУ, который имеет две составляющие:
 - расчет сверхзвукового течения в ВЗУ;
 - расчет дозвукового течения в канале ВЗУ за прямым скачком;
- в) расчет дозвукового течения в камере сгорания с учетом подачи керосина и кинетики его горения;
- г) расчет течения в сопле, который имеет следующие составляющие:
 - определение площади критического сечения сопла на основе параметров, полученных на

выходе из камеры сгорания, для заданного значения коэффициента скорости λ_k на выходе из ВЗУ;

- определение сверхзвуковых параметров в конце области трансзвукового течения в сопле;

- расчет сверхзвукового течения в сопле;

д) комплексный расчет течения в струе продуктов сгорания с учетом их догорания и взаимодействия со сверхзвуковым потоком воздуха, возмущенным обтеканием нижней части ЛА.

Предлагаемая схема комплексного расчета течения около ЛА с ПВРД позволяет проводить расчеты течений как около всего ЛА с ПВРД, так и около отдельных его элементов с приближенной аппроксимацией параметров потоков на выходе из элементов ПВРД, которые могут быть исключены из расчета.

МЕТОДИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАСЧЕТОВ ОКОЛО ЭЛЕМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ И ОКОЛО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЦЕЛОМ

Особенности расчета течения в канале воздухозаборного устройства с противодавлением. Основное требование при проектировании формы ВЗУ состоит в обеспечении требуемого значения коэффициента скорости λ_k в выходном сечении канала ВЗУ. При этом в зависимости от выбора формы носового обтекателя и формы ВЗУ изменяется коэффициент восстановления полного давления $\sigma < 1.0$ на выходе из ВЗУ.

Обычно при выборе ВЗУ для ПВРД с дозвуковым режимом горения задается значение $\lambda_k < 1$, а форма носового обтекателя и форма ВЗУ подбираются таким образом, чтобы в штатном режиме сверхзвукового полета обеспечивалось максимально возможное значение коэффициента σ . В связи с требованиями, связанными с максимальным торможением сверхзвукового потока и минимальными потерями полного давления, вопрос выбора формы носового обтекателя и формы канала ВЗУ является ключевым при проектировании ПВРД. Выбор формы ВЗУ требует многочисленных расчетов, для проведения которых необходимо иметь методики оперативного расчета, которые позволяют проводить

оценочные расчеты, не прибегая к программным комплексам, требующим часы и сутки на проведение расчетов. При разработке алгоритмов были проведены тестовые расчеты течения в плоском канале ВЗУ типичной формы, показанной на рис. 1. Здесь приведено поле изомахов, которое хорошо иллюстрирует картину течения в канале ВЗУ. Четко видно формирование скачков уплотнения при обтекании носового обтекателя (слева от точки *a*) и в сверхзвуковой части ВЗУ. Результаты получены для условий полета на высоте $H = 30$ км при числе Маха $M_\infty = 4.1$.

Координаты опорных точек, которые были использованы для задания формы ВЗУ, представлены в табл. 1.

Для подтверждения возможности предварительного выбора формы на основе результатов расчетов маршевым методом были проведены расчеты обтекания ВЗУ методом установления по времени по схеме Годунова при заданных значениях давлений P_k в выходном сечении канала. При проведении расчетов использовалась двумерная расчетная сетка, содержащая 1530 ячеек в продольном и 100 ячеек в поперечном

Таблица 1. Координаты опорных точек, используемых для задания стенок воздухозаборного устройства плоской формы

Опорная точка	x, см	y, см
<i>o</i>	0	0
<i>a</i>	283	-100
<i>b</i>	567	-95
<i>c</i>	608	-85
<i>d</i>	808	-85
<i>e</i>	592	-74
<i>f</i>	807	-70

Таблица 2. Средние значения параметров потока в выходном сечении канала воздухозаборном устройстве, полученные с использованием маршевого алгоритма и метода установления

Метод расчета	λ	σ	P	ρ	M
Маршевый метод	0.500	0.811	5.146	28.87	0.468
Метод установления	0.503	0.790	5.000	28.18	0.469

направлении. Затраты времени на расчет поля течения при заданном давлении на выходе из ВЗУ составляют от четырех до десяти часов для ПЭВМ с тактовой частотой 2.4 ГГц. Время расчета увеличивается при приближении прямого скачка к горлу канала. При использовании маршевого метода в поперечных сечениях была выбрана равномерная расчетная сетка, состоящая из 100 ячеек. В продольном направлении было выполнено около 5 тыс. маршевых шагов с числом Куранта, равным 0.80. Как правило, время расчета одного варианта на такой расчетной сетке не превосходит одной-двух минут.

На рис. 2 приведены распределения давления и скорости вдоль верхней стенки канала ВЗУ, полученные обоими методами для свободного вытекания (линии 1) и вытекания с формированием прямого скачка в канале (линии 2 и 3).

В приведенных результатах расчетов координата $x = x_{shock}$ прямого скачка, в котором имеет место переход от сверхзвукового к дозвуковому режиму течения, определялась в результате применения метода установления.

Линии 2 соответствуют результатам расчетов для положения прямого скачка $x_{shock} = 6.14$, а линии 3 — $x_{shock} = 7.26$. Сплошными линиями нанесены результаты маршевого расчета, а штрих-пунктирными линиями — метода установления.

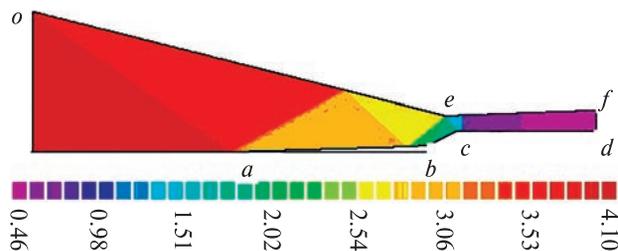


Рис. 1. Поле изомахов в ВЗУ (o, a, b, c, d, e, f — опорные точки, координаты которых используются для задания плоской формы ВЗУ)

В проектных расчетах при использовании маршевого метода координата $x = x_{shock}$ задается в горле канала — в поперечном сечении с минимальной площадью. В табл. 2 приведены средние параметры потока в выходном сечении канала ВЗУ при расположении прямого скачка в горле канала, полученные маршевым методом и методом установления.

Результаты расчетов, полученные обоими методами, хорошо согласуются не только в области сверхзвукового течения, но и в дозвуковой области за прямым скачком, хотя в маршевом методе при использовании квазиодномерного алгоритма расчета параметры потока постоянны в поперечном сечении, а в методе установления учитывается изменение параметров по ширине канала ВЗУ. При свободном сверхзвуковом вы-

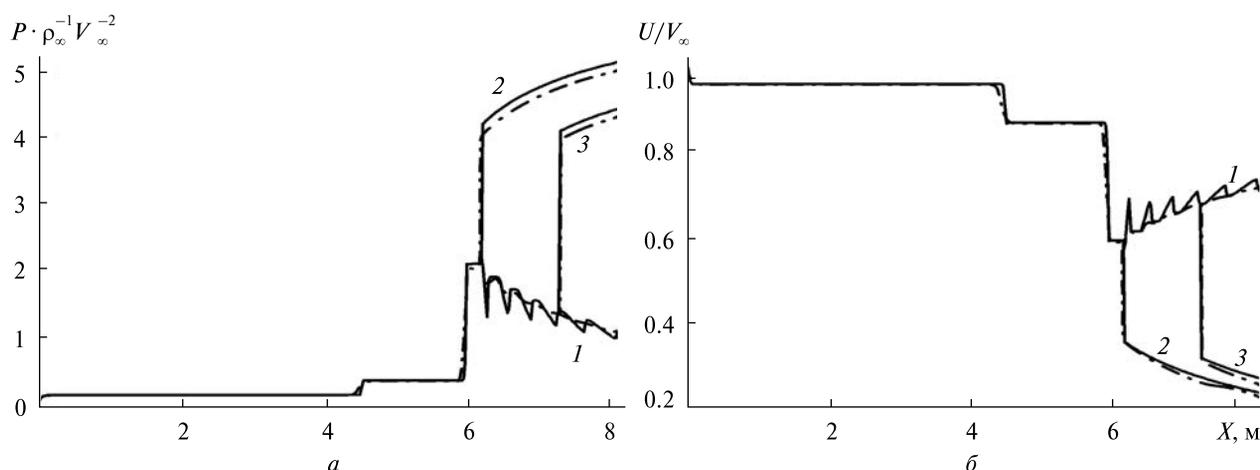


Рис. 2. Распределения давления (а) и скорости (б) вдоль верхней стенки канала ВЗУ, полученные маршевым методом (сплошные линии) и методом установления (штрих-пунктирные линии): 1 — для свободного вытекания и с формированием прямого скачка, 2 — в сечении $x_{shock} = 6.14$, 3 — в сечении $x_{shock} = 7.26$

текании маршевый метод обеспечивает лучшее разрешение вдоль оси x по сравнению с методом установления и позволяет получать волновую структуру при отражении скачков от стенок на участке канала за его горлом (сплошные линии 1 на рис. 2). В методе установления такую волновую структуру на участке канала за его горлом получить не удастся.

Определение параметров вдоль камеры сгорания. При предварительном проектировании формы камеры сгорания могут быть использованы два подхода. В первом подходе численно рассчитывается торможение сверхзвукового потока до дозвуковой скорости в канале ВЗУ при заданном значении коэффициента скорости λ_k в выходном сечении ВЗУ. Параметры потока, полученные на выходе из ВЗУ, используются в качестве начальных данных для расчета течения в камере сгорания. Во втором подходе расчет течения в ВЗУ не производится, а задаются значения коэффициента скорости λ_k и коэффициента восстановления полного давления σ на выходе из ВЗУ. По заданным значениям λ_k и σ вычисляются параметры потока на входе в камеру сгорания. Применение второго подхода оправдывается тем, что в проектных исследованиях форма ВЗУ часто выбирается так, чтобы на его выходе получались конкретные значения λ_k .

Воспламенение и горение керосина в камере сгорания приводит к повышению температуры и подводу тепла к продуктам сгорания, в результате чего может возникать тепловое заклинивание потока. Поэтому форма камеры сгорания должна подбираться таким образом, чтобы исключалось тепловое заклинивание потока. Для предотвращения теплового заклинивания потока достаточно увеличивать площадь поперечного сечения канала вдоль камеры сгорания, что приводит к торможению дозвукового потока.

Для определения параметров дозвукового течения в камере сгорания с учетом процессов воспламенения и горения керосина можно использовать приближение «узкого канала». Типичные результаты, полученные для камеры сгорания в этом приближении, приведены в работе [17].

При проведении оценочных расчетов для определения параметров в камере сгорания и вы-

яснения основных особенностей воспламенения и горения керосина, в частности оценки длины зоны выгорания керосина, влияния горения на изменение параметров течения в камере сгорания и др., можно использовать приближение квазиодномерного течения [12]. В рамках этого приближения используются соотношения сохранения массы, энтальпии и продольного импульса

$$\rho U F = \rho_1 U_1 F_1 = A_1, \quad i + \frac{U^2}{2} = H_0, \quad (9)$$

$$(P + \rho U^2) F = (P_1 + \rho_1 U_1^2) F_1 + \int_1 P \frac{dF}{dx} dx = A_2, \quad (10)$$

где нижний индекс 1 соответствует значениям параметров потока на входе в камеру сгорания.

Эти соотношения дополняются уравнениями химической кинетики (7) для каждого компонента. Для определения зависимости энтальпии от температуры и концентраций компонентов продуктов сгорания использовались данные [18].

Алгоритм решения. Определяются концентрации компонентов и координата $(n + 1)$ -го расчетного сечения

$$X_k^{n+1} = X_k^n + W_k d\tau, \\ x^{n+1} = x^n + U \cdot d\tau.$$

Задается начальное значение температуры T в $(n + 1)$ -м сечении.

Из решения уравнений (9) и (10), дополненных уравнением состояния для смеси продуктов сгорания (6), определяются параметры

$$U = \frac{1}{2} \frac{A_2}{A_1} \pm \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 - 4 \frac{R_0}{m} T}, \\ P = \frac{A_2 - A_1 U}{F}, \quad \rho = \frac{P \cdot m}{R_0 T}, \\ h = H_0 - \frac{1}{2} (U^2 + V^2).$$

Проверяется условие $|h - h_C| \leq \varepsilon h$, где $h_C = \sum X_k h_k(T)$, ε — малая величина. Если это условие не выполняется, то следующее приближение по температуре определяется методом хорд или методом деления промежутка пополам — методом сканирования.

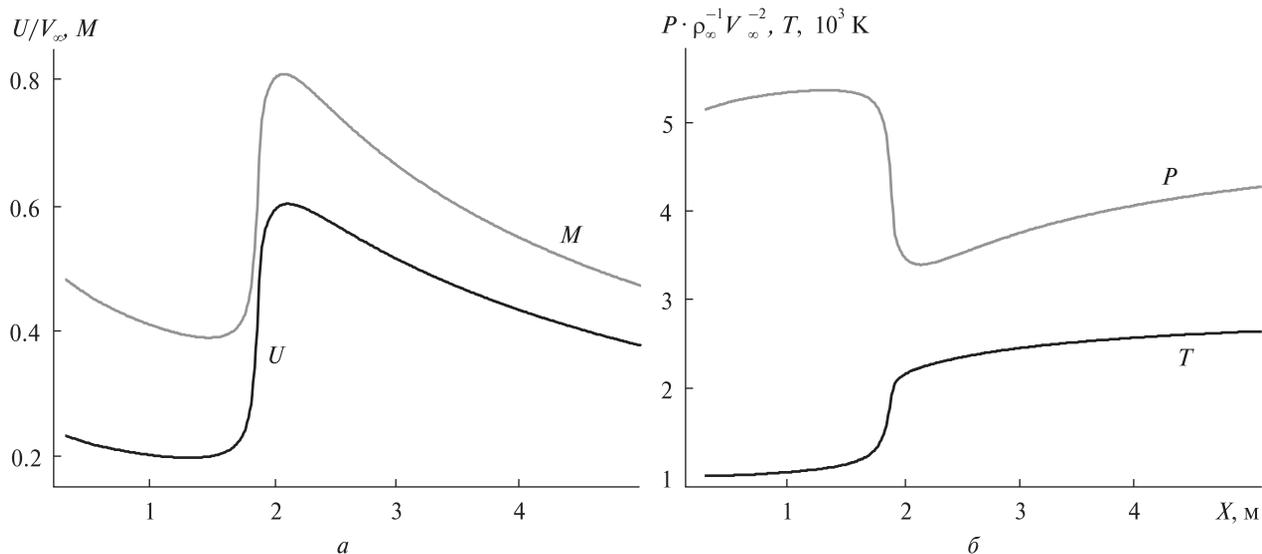


Рис. 3. Изменения скорости U/V_∞ , числа Маха $M = u/a$, давления $P/(\rho_\infty \times V_\infty^2)$ и температуры T , К вдоль средней линии камеры сгорания

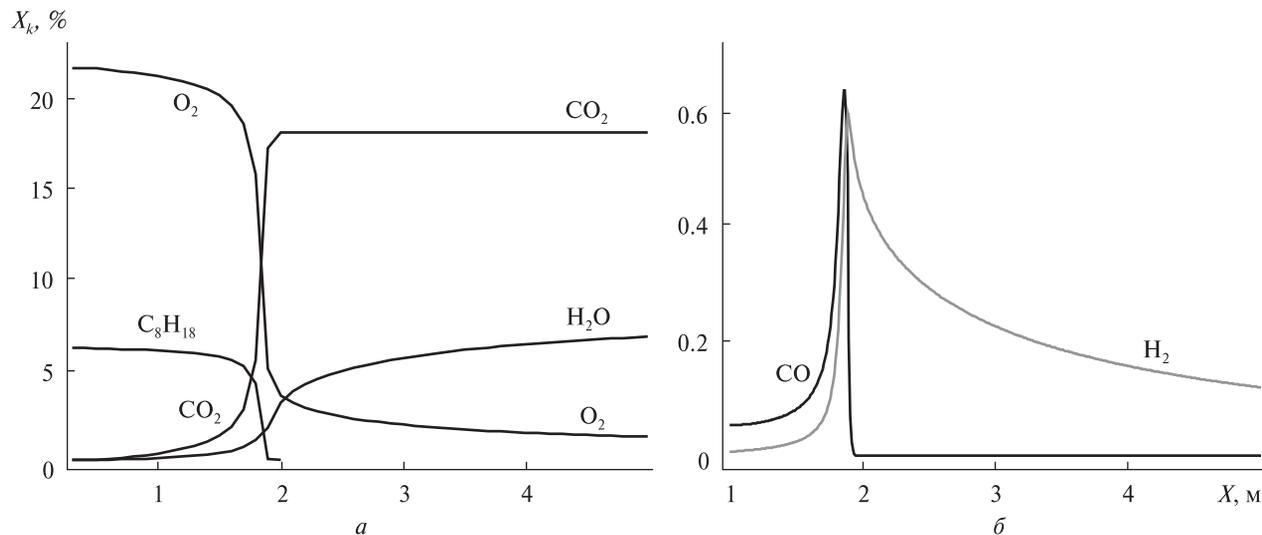


Рис. 4. Изменение концентраций компонентов газовой смеси вдоль камеры сгорания

Типичный характер изменения параметров потока вдоль камеры сгорания показан на рис. 3 и 4. На рис. 3 приведены изменения скорости, числа Маха, давления, температуры вдоль средней линии камеры сгорания. Изменения концентраций кислорода, паров керосина и продуктов сгорания CO_2 , H_2O показаны на рис. 4, а. Промежуточные компоненты CO , H_2 и другие, которые имеются в окрестности области воспла-

менения, составляют не более одного процента (рис. 4, б).

Воспламенение керосина приводит к подводу тепла к дозвуковому потоку, вследствие чего возрастают число Маха, скорость и температура, а давление уменьшается. В областях до интенсивного воспламенения и после полного сгорания керосина расширение камеры сгорания приводит уменьшению скорости и числа Маха. Сте-

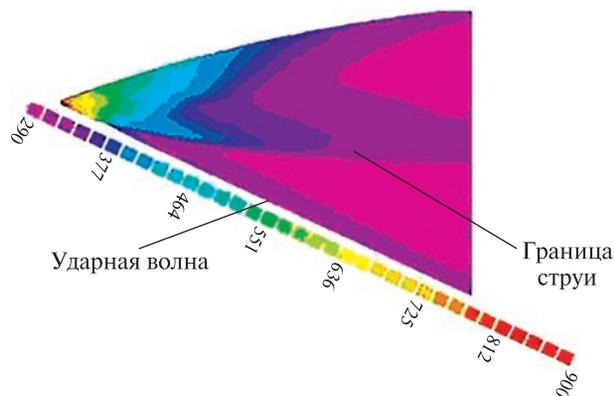


Рис. 5. Поле изолиний температуры при взаимодействии выхлопной струи продуктов сгорания с возмущенным набегающим потоком около корпуса ЛА

пень расширения камеры сгорания определяется тангенсом угла наклона ее верхней стенки dS/dx . В расчетах принято значение $dS/dx = 0.0225$. При меньших значениях расширения подвод тепла вследствие горения приводит к звуковому «запиранию» течения в камере сгорания.

Определение параметров сверхзвукового потока за выходным сечением сопла. Параметры потока, полученные на выходе из камеры сгорания, используются в качестве начальных данных при расчете течения в сопле. Сначала по этим параметрам и площади выходного сечения камеры сгорания, являющегося в то же время и входным сечением сопла, определяется площадь критического сечения сопла, обеспечивающая полученный в камере сгорания расход продуктов сгорания. По форме канала в начальном сечении сопла и полученной площади критического сечения сопла строится форма сопла Лаваля.

Важно отметить, что при маршевом решении задачи площадь критического сечения сопла всегда должна быть согласована с параметрами потока в камере сгорания, так как такое несогласование приводит к перестройке течения как в камере сгорания, так и в ВЗУ. В этом случае для получения результата необходимо применять методы установления, что приводит к большим затратам машинного времени и к практической невозможности оперативного комплексного определения параметров.

При определении параметров сверхзвукового потока за выходным сечением сопла следует разделять нижнюю и верхнюю части струи продуктов сгорания. В верхней части потока реализуется обтекание поверхности тела. Если до выходного среза сопла это была поверхность верхней стенки сопла, то за выходным сечением — это нижняя поверхность хвостовой части фюзеляжа. За выходным сечением сопла имеем три области течения, расположенные сверху вниз по вертикали: поток в струе продуктов сгорания, набегающий на нижнюю поверхность хвостовой части фюзеляжа и ограниченный границей струи продуктов сгорания (контактным разрывом); воздушный поток между «границей» струи и косым скачком, сформировавшимся перед струей; возмущенный воздушный поток между косым скачком и головной ударной волной от носовой части ЛА. Алгоритм расчета с использованием трех областей является достаточно сложным, так как необходимо учитывать изменение давления на границе струи при продвижении вдоль тела.

Более простым является алгоритм решения с одной расчетной областью, заключенной между головной ударной волной и нижней поверхностью хвостовой части фюзеляжа. В этом алгоритме нижняя граница струи (контактный разрыв) и косой скачок не выделяются, а рассчитываются «насквозь». На нижней границе задаются условия Рэнкина — Югонио, а на верхней — условия обтекания поверхности фюзеляжа. Начальное поле потока в выходном сечении сопла формируется из двух частей: нижней — возмущенного воздушного потока между нижней кромкой сопла и головной ударной волной; верхней — потока продуктов сгорания в выходном сечении сопла. В рассматриваемом подходе возникает необходимость формирования возмущенного поля воздушного потока около нижней поверхности ЛА до сечения среза сопла.

Типичная картина течения за ударной волной, сформированной при взаимодействии струи с возмущенным полем набегающего потока около корпуса ЛА, и в выхлопной струе продуктов сгорания представлена на рис. 5 для поля изолиний температуры.

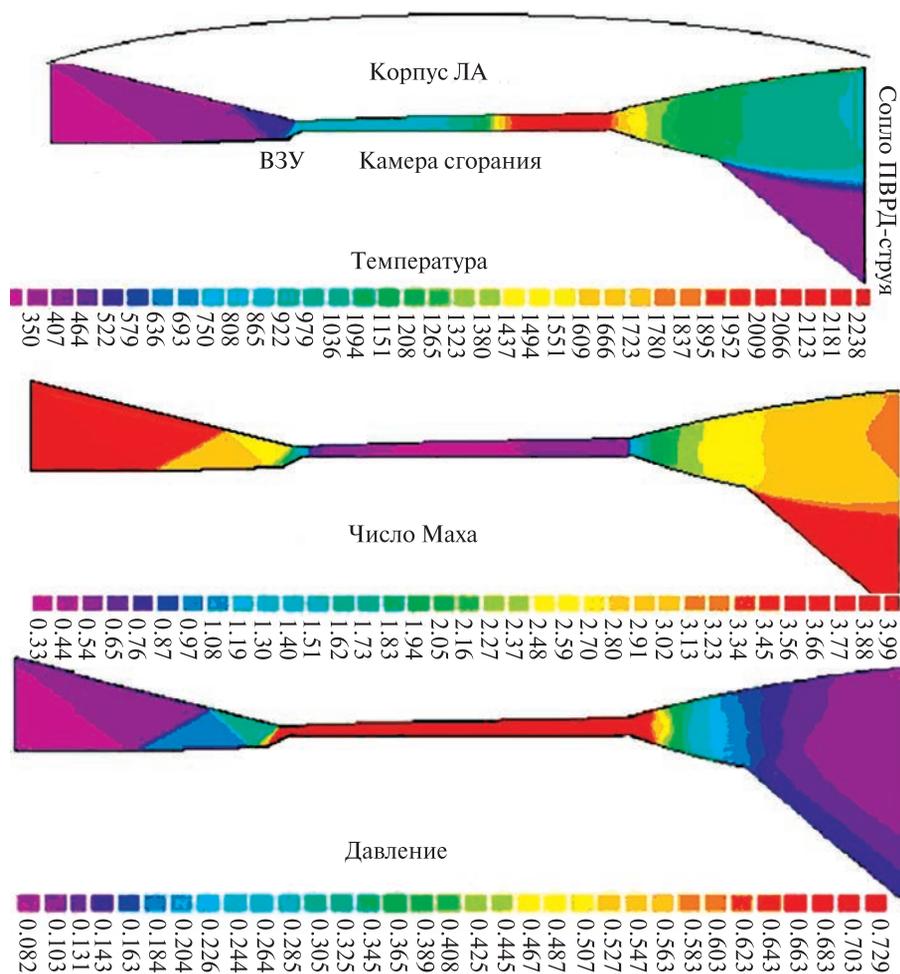


Рис. 6. Поля изолиний температуры, числа Маха и давления, полученные в результате комплексного расчета течения в канале ПВРД

Общие особенности полей параметров в гиперзвуковом летательном аппарате с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Были проведены расчеты течения в ПВРД с воздухозаборным устройством, форма которого приведена на рис. 1, для числа Маха набегающего потока $M_\infty = 4.1$. Общая картина обтекания рассматриваемой модели ПВРД представлена на рис. 6 в виде полей изолиний температуры, числа Маха и давления, полученных в результате комплексного расчета.

На рис. 7 приведена более детальная информация в виде распределения давления (а), плотности (б), коэффициента скорости λ (в) и температуры (г) вдоль ПВРД.

Набегающий поток сжимается в ВЗУ и тормозится до дозвуковой скорости в выходном сечении ВЗУ, совпадающем с входным сечением камеры сгорания. В камере сгорания в дозвуковой поток подается керосин, который воспламеняется и начинает гореть в кислороде воздуха, в результате чего происходит резкое повышение температуры (рис. 7, г), которое сопровождается ускорением потока и понижением давления (рис. 7, в и а). Изменение параметров потока в камере сгорания обусловлено влиянием двух факторов – подводом тепла и изменением площади поперечного сечения канала.

До полного сгорания керосина превалирует первый фактор, обусловленный повышением

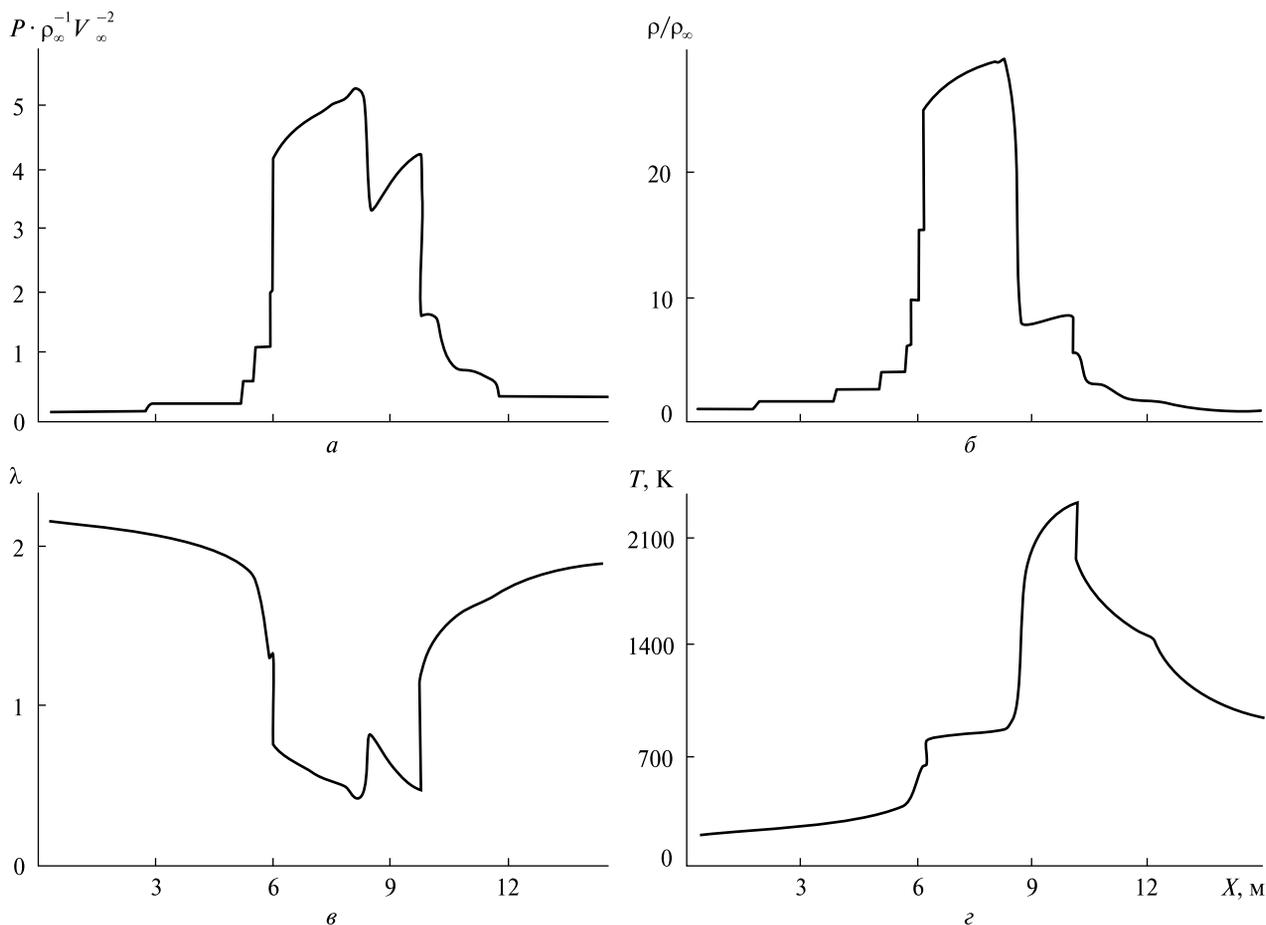


Рис. 7. Распределения давления $P/(\rho_\infty \times V_\infty^2)$ (а), плотности $\rho = \rho/\rho_\infty$ (б), коэффициента скорости λ (в) и температуры (г) вдоль ПВРД

температуры за счет интенсивного сгорания керосина, что приводит к увеличению скорости потока и уменьшению давления.

При интенсивном подводе тепла, вызванным горением керосина, возможно «тепловое заклинивание» [4, 17] потока в канале камеры сгорания. Для предотвращения возникновения этого эффекта должно быть обеспечено такое увеличение площади поперечного сечения канала камеры сгорания, при котором коэффициент скорости продуктов сгорания остается меньшим единицы.

После полного сгорания керосина основное влияние на поток оказывает второй фактор, связанный с увеличением площади поперечного сечения канала камеры сгорания, что приводит

к торможению горячего дозвукового потока и росту давления.

Затем горячий дозвуковой поток расширяется в сопле до сверхзвуковой скорости, при этом происходит его охлаждение. Давление резко падает при переходе от дозвукового к сверхзвуковому течению, которое происходит за критическим сечением сопла. В конце сопла сверхзвуковой поток струи продуктов сгорания начинает взаимодействовать с набегающим потоком воздуха, в результате чего формируется скачок и поверхность контактного разрыва, разделяющая продукты сгорания и воздушный поток.

В сверхзвуковой струе, ограниченной снизу скачком, а сверху нижней поверхностью корпуса ПВРД, происходит догорание продуктов сгора-

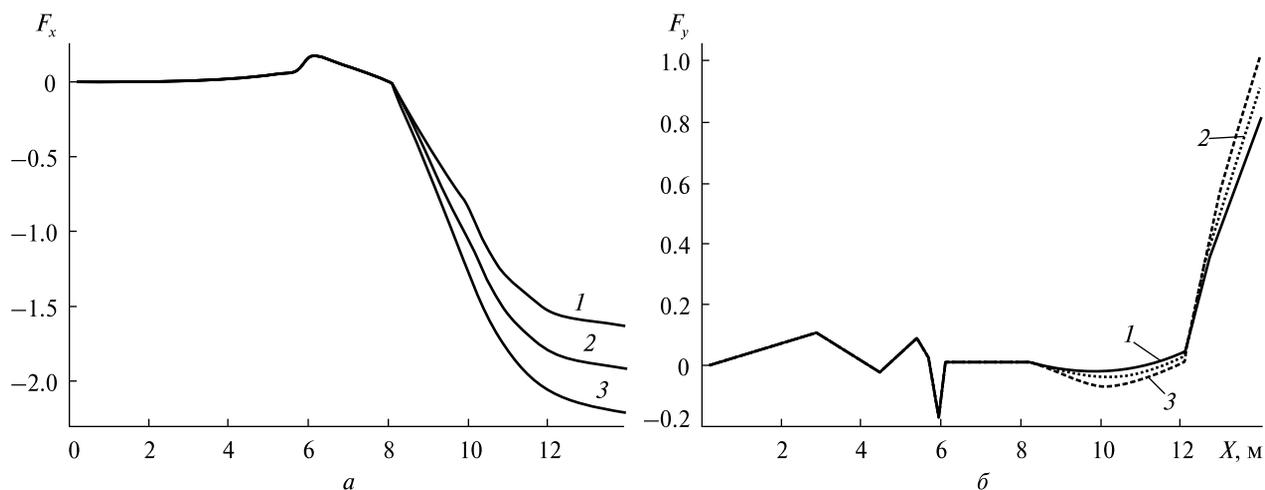


Рис. 8. Изменение безразмерных продольной F_x и поперечной F_y сил вдоль канала для трех значений расширения камеры сгорания ПВРД. Кривые 1–3 — $dS/dx = 0.085, 0.105, 0.125$ соответственно

Таблица 3. Вклад элементов ПВРД в продольную силу в зависимости от тангенса угла наклона верхней стенки камеры сгорания

dS/dx	Вклад в продольную силу F_x				
	ВЗУ	камера сгорания	сопло	хвостовая часть ЛА	суммарно
0.085	0.0044	-0.864	-0.688	-0.087	-1.635
0.100		-1.099	-0.724	-0.101	-1.920
0.120		-1.315	-0.773	-0.116	-2.200

ния в кислороде дополнительно поступающего воздуха.

Формирование силового воздействия на элементы летательного аппарата. При протекании воздуха через ВЗУ и продуктов сгорания в канале камеры сгорания и через сопло поток оказывает силовое воздействие на стенки канала ПВРД. Для получения силового воздействия потока F_{sum} на стенки канала необходимо проинтегрировать распределение давления вдоль нижней и верхней стенок канала единичной ширины, а затем сложить их.

На рис. 8 показано изменение безразмерной продольной (F_x) и поперечной (F_y) сил вдоль канала при различных расширениях камеры сгорания ПВРД, задаваемых тангенсом угла наклона верхней стенки камеры сгорания. Отрицательная продольная сила F_x , направленная вдоль тела в сторону носка ЛА, создает тягу.

В табл. 3 показан вклад элементов ПВРД в продольную силу при различных углах наклона верхней стенки камеры сгорания. Видно, что ВЗУ создает силу сопротивления движению ЛА. Вклад в тягу двигателя как камеры сгорания, так и сопла растет с увеличением угла наклона верхней стенки камеры сгорания.

Нормальная сила, действующая на канал ПВРД, складывается из разнонаправленных сил, действующих на нижнюю и верхнюю стенку канала. Внутри канала ПВРД эта сила колеблется около нулевого значения и начинает расти за срезом сопла.

Из рис. 8, б видно, что использование выхлопной струи продуктов сгорания для омыwania нижней вогнутой поверхности хвостовой части фюзеляжа ЛА позволяет увеличить продольную и нормальную силы, действующие на ЛА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложено расчетно-методическое обеспечение для оперативных комплексных расчетов термогазодинамических процессов в элементах ПВРД, интегрированного с корпусом ЛА. Численное моделирование течения около корпуса ЛА и в элементах ПВРД основано на уравнениях Эйлера и приближенных моделях уравнений Навье — Стокса — «вязкого слоя» и «узкого канала», для решения которых используются маршевые алгоритмы расчета, которые позволяют сократить затраты времени на получение результатов на несколько порядков. По результатам расчетов

в двумерном приближении описаны основные особенности термогадинамических процессов в отдельных элементах ЛА стилизованной формы. В процессе маршевого расчета для заданных значений параметров формы элементов ПВРД можно быстро оценить возможность возникновения звукового «запираания» течения в камере сгорания, обусловленного горением керосина, и подобрать площадь околоскритической части выходного сопла. Предложенное расчетно-методическое обеспечение может быть рекомендовано к использованию на предварительном этапе выбора формы элементов ПВРД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Артемов О. А. *Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик)*: Монография. Москва: Компания Спутник+, 2006. 374 с.
2. Борисов А. Д., Васютичев А. С., Лаптев И. В. К выбору параметров прямоточного воздушно-реактивного двигателя, обеспечивающих заданный режим маршевого полета летательного аппарата. *Тр. МАИ*. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?> (дата звернення 09.07.2019).
3. Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Интегральная аэрогазодинамика гиперзвуковых летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями со сверхзвуковым горением. *Теплофизика и аэромеханика*. 1995. 3, № 4. С. 309—321.
4. Гутов Б. И., Звезгинцев В. И., Мельников А. Ю. Влияние теплоподвода в камере сгорания на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника. *Вестник Пермского нац. исслед. политех. ун-та. Аэрокосмическая техника*. 2017. № 50. С. 15—25.
5. Жуков В. Т., Мануковский К. В., Новикова Н. Д., Рыков Ю. Г., Федоритова О. Б. Исследование картины течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата. *Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша*. 2015. № 5. 23 с.
6. Карасев В. Н., Левин В. М. Моделирование тяговых характеристик прямоточного воздушно-реактивного двигателя для больших сверхзвуковых скоростей полета. *Тр. МАИ*. 2013. № 64. URL www.mai.ru/science/trudy (дата звернення 09.07.2019).
7. Ковеня В. М., Тарнавский Г. А., Черный С. Г. *Применение метода расщепления в задачах газовой динамики*. Москва: Наука, 1981. 304 с.
8. Копченков В. И., Гуськов О. В. О формировании режима горения и газодинамической структуры потока в канале при сверхзвуковых условиях на входе. *Вестник Нижегородского ун-та им. Н. И. Лобачевского*. 2011. № 4(5). С. 2260—2262.
9. Лапин Ю. В., Стрелец М. Х. *Внутренние течения газовых смесей*. Москва: Наука, 1989. 368 с.
10. Левин В. М. Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД. *Физика горения и взрыва*. 2010. 46, № 4. С. 45—55.
11. Рогов Б. В., Соколова И. А. Обзор моделей вязких внутренних течений. *Математическое моделирование*. 2002. 14, № 1. С. 87—96.
12. Тимошенко В. И. *Теоретические основы технической газовой динамики*. Киев: Наукова думка, 2013. 426 с.
13. Тимошенко В. И. Однородный алгоритм расчета истечения вязкой сверхзвуковой струи в затопленное пространство. *Техническая механика*. 2019. № 1. С. 16—24.
14. Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С., Галинский В. П. Концептуальные вопросы математического моделирования процессов аэрогазотермодинамики гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр.* 2006. Вып. 2. С. 161—181.
15. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Особенности алгоритмов расчета течения в канале воздухозаборного устройства с противодавлением. *Техническая механика*. 2017. № 3. С. 16—22.
16. Тимошенко В. И., Гусынин В. П. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных космических систем. *Космическая наука и технология*. 1999. 5, № 1. С. 87—107.

17. Тимошенко В. И., Дешко А. Е. К вопросу о рациональной организации процессов смешения и горения в камере сгорания ПВРД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2015. № 8 (125). С. 75—81.
18. Choi J. Y. *A Quasi Global Mechanism of Kerosene Combustion for Propulsion*. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July — 03 August 2011). San Diego, California, 2011. AIAA-2011-5853.pdf.
19. Gear C. W. *Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations*. New Jersey: Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, 1971. 220 p.

Стаття надійшла до редакції 09.07.2019

REFERENCES

1. Artemov O. A. (2006). *Ramjet engines (calculation of characteristics)*. M.: Kompanija Sputnik+ [in Russian].
2. Borisov A. D., Vaszjutichev A. S., Laptev I. V. (2018). To the choice of parameters of a ramjet engine, providing a given mode of the main flight of the aircraft. *Trudy MAI*, No. 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?> (Last accessed: 09.07.2019) [in Russian].
3. Gun'ko Ju. P., Mazhul' I. I. (1995). Integrated aero-gas dynamics of hypersonic aircraft with ramjet engines with supersonic combustion. *Teplofizika i ajeromehanika*, 3, No. 4, 309—321 [in Russian].
4. Gutov B. I., Zvegincev V. I., Mel'nikov A. Ju. (2017). The effect of heat supply in the combustion chamber on the flow in the diffuser of a supersonic air intake. *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politehnicheskogo universiteta. Ajerokosmicheskaja tehnika*, No. 50, 15—25 [in Russian].
5. Zhukov V. T., Manukovskij K. V., Novikova N. D., Rykov Ju. G., Fedoritova O. B. (2015). Study of the current pattern in the model tract of a high-speed aircraft engine. *Preprint IPM im. M. V. Keldysha*, No. 5, 23 p. [in Russian].
6. Karasev V. N., Levin V. M. (2013). Simulation of ramjet propulsion characteristics for high supersonic flight speeds. *Trudy MAI*, No. 64. URL: <http://trudymai.ru/published.php?> (Last accessed: 09.07.2019) [in Russian].
7. Kovenja V. M., Tarnavskij G. A., Chernyj S. G. (1981). *Application of the splitting method in problems of gas dynamics*. M.: Nauka [in Russian].
8. Kopchenov V. I., Gus'kov O. V. (2011). On the formation of the combustion regime and gas-dynamic structure of the flow in the channel for supersonic conditions at the inlet. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N. I. Lobachevskogo*, No. 4(5), 2260—2262 [in Russian].
9. Lapin Ju. V., Strelec M. H. (1989). *Internal flow of gas mixtures*. M.: Nauka [in Russian].
10. Levin V. M. (2010). Problems of workflow organization in the ramjet. *Fizika gorenija i vzryva*, 46, No. 4, 45—55 [in Russian].
11. Rogov B. V., Sokolova I. A. (2002). Overview of viscous internal flow patterns. *Matematicheskoe modelirovanie*. 14, No. 1, 87—96 [in Russian].
12. Timoshenko V. I. (2013). *Theoretical foundations of technical gas dynamics*. Kiev: Naukova dumka [in Russian].
13. Timoshenko V. I. (2019). Homogeneous algorithm for calculating the flow of a viscous supersonic jet into a submerged space. *Tehnicheskaja mehanika*, No. 1, 16—24 [in Russian].
14. Timoshenko V. I., Belocerkovec I. S., Galinskij V. P. (2006). Conceptual issues of mathematical modeling of processes of aerogasothermodynamics of a hypersonic aircraft with a ramjet engine. *Ajerogidrodinamika: problemy i perspektivy: sb. nauch. trudov*, No. 2, 161—181 [in Russian].
15. Timoshenko V. I., Galinskij V. P. (2017). Features of the algorithms for calculating the flow in the air intake channel with backpressure. *Tehnicheskaja mehanika*, No. 3, 16—22 [in Russian].
16. Timoshenko V. I., Gussyin V. P. (1999). The use of hypersonic technology in the creation of advanced transport space systems. *Kosmicheskaja nauka i tehnologij*, 5, No. 1, 87—107 [in Russian].
17. Timoshenko V. I., Deshko A. E. (2015). To the question of the rational organization of the processes of mixing and burning in the combustion chamber of a ramjet. *Авиационно-космическая техника и технология*, No. 8 (125), 75—81 [in Russian].
18. Choi J. Y. (2011). *A Quasi Global Mechanism of Kerosene Combustion for Propulsion*. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July — 03 August 2011). San Diego, California, 2011. AIAA-5853.pdf.
19. Gear C. W. (1971). *Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations*. New Jersey: Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs. 220 p.

Received 09.07.2019

В. І. Тимошенко

зав. відділу, д-р фіз.-мат. наук, проф.

В. П. Галинський

старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

E-mail: itm12@ukr.net

E-mail: office.itm@nas.gov.ua

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ АЕРОГАЗОТЕРМОДИНАМІКИ НАДЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ПРЯМОТОЧНИМ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИМ ДВИГУНОМ

Обговорюються основні питання розробки розрахунково-методичного забезпечення для проведення оперативних комплексних розрахунків термогазодинамічних процесів у елементах прямооточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД), інтегрованого з корпусом літального апарата (ЛА), маршовими методами. Чисельне моделювання течії у ППРД розбивається на три складові — обтікання корпусу ЛА, течія у повітрязабірному пристрої (ПЗП), камері згоряння і соплі з вихлопним струменем. Розрахунок надзвукової течії біля корпусу апарата, у вхідній частині ПЗП і у вихлопному струмені здійснюється в нев'язкому наближенні з використанням схеми Годунова або з урахуванням в'язкості з використанням моделі «в'язкого шару». В області дозвукової течії у вихідній частині ПЗП і дозвукової нерівноважної течії в камері згоряння течія розраховується з використанням моделі «вузького каналу» або у квазіодновимірному наближенні. Обговорюються питання підбору геометричних параметрів камери згоряння і біля критичної частини вихідного сопла у випадку завдання параметрів потоку на виході з ПЗП. Проведено аналіз різних моделей запалення і горіння гасу в камері згоряння. Розрахунок течії у вихлопному струмені здійснюється з урахуванням обтікання нижньої хвостової частини поверхні ЛА і взаємодії струменя зі збуреним потоком повітря, що набігає. Приводяться результати оціночних розрахунків окремих елементів і повного компонування літального апарата стилізованої форми у двовимірному наближенні.

Ключові слова: оперативний чисельний розрахунок, термогазодинамічні процеси, прямооточний повітряно-реактивний двигун, літальний апарат, повітрязабірний пристрій, камера згоряння, сопло, вихлопний струмінь, горіння гасу, маршові методи розрахунку.

Timoshenko V. I.

head of department, PhD (Phys.-Math), Professor

Galinskiy V. P.

Senior Researcher, PhD (Phys.-Math)

Institute of Technical Mechanics of the NAS of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine

15 Leshko-Popelya St., Dnipro, 49005 Ukraine

E-mail: itm12@ukr.net

E-mail: office.itm@nas.gov.ua

MATHEMATICAL MODELING OF THE PROCESSES OF AIR GAS THERMODYNAMICS OF THE SUPERSONIC AIRCRAFT WITH A RAMJET

The main issues of the development of design and methodological support for carrying out operational integrated calculations of thermogasdynamic processes in the components of a ramjet engine, integrated with the body of the aircraft, are discussed. The numerical simulation of the flow in a ramjet engine is divided into three components - flow past the aircraft body, flow in the air intake device (AID), the combustion chamber and the nozzle with the exhaust stream. The calculation of supersonic flow near the body of the aircraft, in the entrance part of the AID and in the exhaust jet is carried out in the non-viscous approximation using the Godunov scheme or taking into account the viscosity using the “viscous layer” model. In the region of subsonic flow in the output part of the AID and subsonic nonequilibrium flow in the combustion chamber is calculated using the “narrow channel” model or in the quasi-one-dimensional approximation. The issues of selecting the geometric parameters of the combustion chamber and the near-critical part of the exit nozzle in the case of setting the flow parameters at the outlet of the AID are discussed. The analysis of various models of ignition and combustion of kerosene in the combustion chamber is accomplished. The flow in the exhaust jet is calculated taking into account the flow past the lower tail portion of the surface of aircraft and the interaction of the jet with a disturbed incoming flow of air. Presents the results of the estimated two dimension calculations of individual elements and the complete layout of the stylized aircraft.

Keywords: operational numerical calculation, thermogasdynamic processes, ramjet, aircraft, air intake device, combustion chamber, nozzle, exhaust jet, kerosene combustion, marching calculation methods.