

УДК 621.43.011:533+621.5.533

## Численное моделирование струйных течений для объектов ракетно-космической техники

В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец

Институт технічної механіки НАНУ—НКАУ, Дніпропетровськ

*Надійшла до редакції 22.06.98*

---

Подается обзор результатов численного моделирования струйных течений, что сопровождают функционирование объектов ракетно-космической техники та їхніх елементів. Описані можливості розробленого в ІТМ НАНУ і НКАУ програмно-методичного забезпечення. Приводяться результати досліджень взаємодії до- і надзвукових струменів зі супутним над- і дозвуковим безмежним потоком, потоком в трубі чи каналі. Розглянуті струменеві течії при русі ракети в пусковому контейнері стартової установки та результати розрахунку обтікання решітки топливних пілонів у тракті гіперзвукового прямооточного повітряно-реактивного двигуна; витік одиночних і складених надзвукових струменів рушійних установок ракет-носіїв та взаємодія їх з поверхнями, в тому числі обтікання тіла надзвуковим струменем; розрахунок параметрів у несиметричних і просторових відривних зонах за дном ракети з увімкненою рушійною установкою.

---

### ВВЕДЕНИЕ

Функционирование многих летательных аппаратов (ЛА) в значительной степени связано с истечением струй в затопленное пространство и спутный поток, а также со струйными течениями в каналах различного назначения: воздухозаборниках, диффузорах, рабочих трактах прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) и т. д. Рассматриваемые течения характеризуются турбулентным смешением и химическим взаимодействием струй. Наличие сложных струйных течений в элементах ЛА поставило перед исследователями проблему разработки численных методов их расчета. Успехи численного расчета отдельных классов струйных течений нашли свое отражение в ряде публикаций, например [14, 16—18]. Однако создание универсальных алгоритмов расчета струйных течений на данном этапе не представляется возможным в силу их многообразия и сложности. В настоящее время к проблем-

© В. И. ТИМОШЕНКО, И. С. БЕЛОЦЕРКОВЕЦ, 1999

ным вопросам численного моделирования струйных течений можно отнести течения в составных сверхзвуковых струях, образованных при истечении из блока сопел двигательной установки (ДУ) ЛА; течения в сильно недорасширенных струях (истечение в вакуум) при наличии химического взаимодействия; струйные течения в трактах ПВРД; взаимодействие одиночных и составных струй с произвольно ориентированными поверхностями; пространственные отрывные течения, образованные при взаимодействии струй ДУ с внешним потоком и др. Определяющими параметрами таких течений являются кинематические (распределение скорости в поле течения), геометрические (форма струи или канала) и динамические (распределение давления). С достаточной для практического использования точностью все они могут быть рассчитаны в рамках модели невязкого газа. Количественные значения искомых параметров вычисляются с использованием программ, в которых реализуются различные

методы численного интегрирования уравнений Эйлера. В частности, к таким задачам относятся: истечение сверхзвуковых струй в спутный сверхзвуковой поток; обтекание тел и отдельных элементов ЛА струями; течения в воздухозаборниках небольшого удлинения, когда потерями на трение о стенки воздухозаборника можно пренебречь; воздействие струй ДУ на элементы стартовых устройств. Во многих струйных течениях принципиальным является учет трения и турбулентного перемешивания. Это важно при расчете параметров течений в струях маршевых двигательных установок на большом (десятки и сотни калибров) расстоянии от ракеты-носителя, в струях управляющих двигательных установок космических аппаратов при их функционировании на орбите, в сверхзвуковых и дозвуковых эжекторах; в трактах воздухозаборников большого удлинения; при перемешивании и горении струй горючего газа (водорода) с окислителем (воздух) в камере сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). Отдельный интерес представляют различные струйные течения с отрывом сверхзвукового потока от твердых поверхностей. Методическое и программное обеспечение (МПО) расчета струйных течений при существенном влиянии вязкости основывается на различных упрощениях уравнений Навье—Стокса. Наиболее исследованными являются задачи о вдуве сверхзвуковых струй в спутный сверхзвуковой поток. Для решения такого класса задач успешно используется модель параболизированных уравнений Навье—Стокса, в которой интегрирование уравнений осуществляется эффективными численными маршевыми методами, например [12, 13]. Однако для расчета вдува дозвуковых струй в спутный сверхзвуковой поток эти подходы неприменимы. Для приближенного описания таких течений получили распространение модели, основанные на численном решении уравнений пограничного слоя. Наиболее широко эти уравнения применяются для расчета двумерных течений до- и сверхзвуковых струй в спутном потоке, а также в трубах и каналах (приближение узкого канала); распределение давления вдоль канала определяется из условий сохранения массы.

При вдуве дозвуковой струи в безграничный сверхзвуковой поток или в канал, большая часть которого занята спутным сверхзвуковым потоком, решение задачи требует учета взаимодействия через давление вдуваемой струи со спутным потоком. В этих задачах эффективной оказывается модель, использующая уравнения пограничного слоя для описания течения во вдуваемой дозвуковой струе и уравнения невязкого течения (уравнения Эйлера)

для внешнего сверхзвукового потока, дополненная соотношениями, описывающими вязко-невязкое взаимодействие, которые вытекают из асимптотического сращивания дифференциальных уравнений. Методология решения таких задач впервые предложена в работах [4, 19]. Типичной практически важной задачей из класса струйных течений является задача определения параметров в донной области ЛА при наличии истекающей сверхзвуковой струи двигательной установки. Для инженерного расчета этих параметров широко используется метод разделяющей линии тока (РЛТ) с условиями присоединения Чемпена—Корста. В ИТМ НАНУ и НКАУ разработаны соответствующие методики, которые позволяют определять параметры в донной области, как в случае осесимметричного течения [3], так и в случае пространственного течения, при наличии угла атаки и отклонения сопла [10]. На основе разработанного МПО выполнен большой цикл исследований, результаты которых могут быть использованы при проектной обработке новых образцов ракетно-космической техники, включая авиационно-космические системы, силовые двигательные установки, работающие по циклу ГПВРД и др. Ниже приведены некоторые результаты, иллюстрирующие возможности разработанного в ИТМ НАНУ и НКАУ методического и программного обеспечения расчета различных струйных течений.

#### ИСТЕЧЕНИЕ ДО- И СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ В СПУТНЫЙ СВЕРХ- ИЛИ ДОЗВУКОВОЙ ПОТОК

Исследование взаимодействия до- и сверхзвуковых струй со спутным сверх- и дозвуковым безграничным потоком, потоком в трубе или канале представляет большой практический интерес. Эти течения играют важную роль в процессах турбулентного перемешивания и горения в трактах ГПВРД. Задача о взаимодействии сверхзвуковой струи (струя от ДУ) со спутным дозвуковым потоком (эжектируемый поток) возникает при изучении газодинамических процессов при движении ракеты в пусковом контейнере. Для исследования таких течений предложена модель, в которой для описания течения в дозвуковой струе используются уравнения вязкого пограничного слоя, а в сверхзвуковой части потока — уравнения Эйлера. Сращивание решений этих уравнений осуществляется при помощи специально полученных уравнений вязко-невязкого взаимодействия. Эти уравнения имеют особую точку типа «седло», из условия прохождения через которую определяются недостающие па-

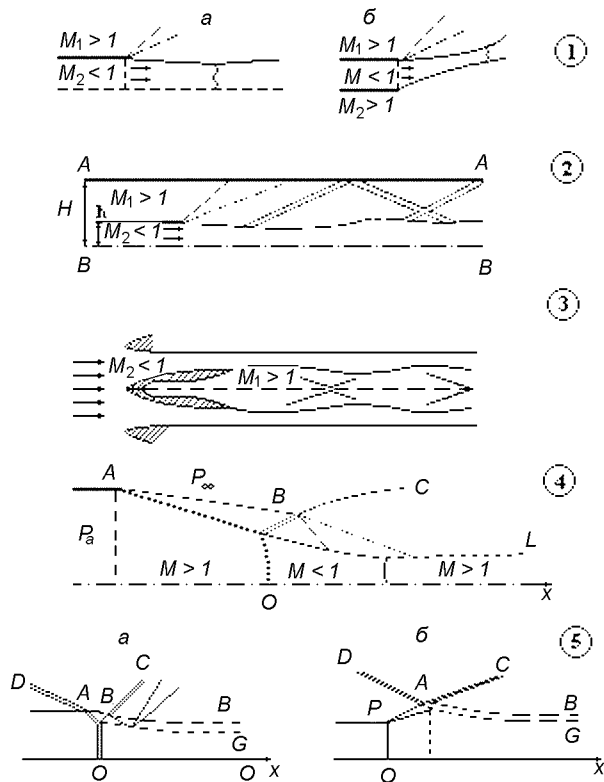


Рис. 1. Схемы течений при взаимодействии до- и сверхзвуковой струи со спутным сверх- и дозвуковым потоком (см. текст)

параметры в начальном сечении: давление, расход и др. Этим учитывается механизм передачи возмущений вверх по потоку в дозвуковой области течения.

В общем случае решение задач данного класса сводится к совместному интегрированию маршевыми конечно-разностными методами системы уравнений, включающей уравнения Эйлера, пограничного слоя и уравнения вязко-невязкого взаимодействия, и к организации итерационного процесса для отбора нужного решения. Наряду с конечно-разностными методами для решения названных уравнений могут применяться различные приближенные методы, что не вносит существенных изменений в алгоритм решения всей задачи в целом. В частности, в отдельных задачах невязкое течение можно описывать решением Прандтля—Майера для простой волны [2], а для уравнений пограничного слоя применять интегральные параметрические методы. Подробно методология решения таких задач описана в работах [4, 5, 19], а примеры решения отдельных задач приведены в работах [6—8]. Расчетные схемы этих задач представлены на рис. 1. На схеме 1 изображены картины симметричного (1а) и несимметричного (1б) течения за плоским

торцом в сверхзвуковом потоке при наличии дозвукового вдува конечной интенсивности через пронизываемую стенку донного среза. Схемы 2 и 3 соответствуют течению в ограниченном пространстве — канале или трубе; 2 — схема истечения дозвуковой вдуваемой струи в спутный сверхзвуковой поток; 3 — схема течения для задачи о взаимодействии сверхзвуковой вдуваемой струи с дозвуковым потоком. Эти две задачи имеют прямое приложение к проблеме ГПВРД, кроме того, схема 3 имеет отношение к задаче о движении ракеты в пусковой трубе, когда граница сверхзвуковой струи ДУ прямо не попадает на стенки трубы. Примыкающими к названным являются задачи о дозвуковом течении в сверхзвуковом потоке в результате нерегулярного взаимодействия ударных волн при истечении перерасширенной сверхзвуковой струи (схема 4) или при падении интенсивной ударной волны на сверхзвуковую струю, распространяющейся в сверхзвуковом потоке с большой сверхзвуковой скоростью, как показано на схеме 5, в сверхзвуковой струе может возникнуть прямой скачок уплотнения, за которым течение становится дозвуковым. В зависимости от значений определяющих параметров возможны ситуации, когда прямой скачок возникает внутри струи вниз по потоку от места падения скачка (схема 5а), и когда этот скачок перемещается вверх по потоку от места падения скачка (схема 5б). Тогда во внешнем сверхзвуковом потоке возникает конфигурация  $\lambda$ -скачка. Положение  $\lambda$ -скачка, так же, как и положение прямого скачка (маховской ножки) в течении по схеме 4, заранее неизвестно и определяется из условия прохождения особой точки обобщенных уравнений вязко-невязкого взаимодействия.

Все названные течения представляют практический интерес в связи с расчетом воздухозаборников и трактов ГПВРД.

Для перечисленных выше задач проведены детальные исследования особенностей течений. Рассматривались ламинарные и турбулентные режимы течения в струе. В последнем случае использовалась алгебраическая и дифференциальная модели турбулентности. Краткий перечень результатов сводится к следующему.

**Задача 1 (схема 1).** Исследовано влияние параметров внешних сверхзвуковых потоков на значения донного давления (давление в сечении донного среза) при заданной интенсивности вдува. Показано, что увеличение числа Маха одного из потоков при неизменных давлении и температуре приводит к увеличению эжектирующей способности сверхзвуковых потоков, и как следствие, к понижению донного давления. Проиллюстрировано также вли-

яние температуры и интенсивности вдува дозвуковой струи на величину донного давления и на распределение статического давления в области турбулентного течения при симметричном обтекании торца.

**Задачи 2 и 3 (схемы 2, 3).** Для этих течений характерно образование сложной картины волн сжатия и разрежения, что является следствием отражения и переотражения волн от стенки канала и дозвуковой струи. Отражение волн разрежения, возникающих на кромке сопла (схема 2) от стенки канала и от дозвуковой струи приводит к волновому характеру изменения давления в дозвуковой струе и на стенке канала. На рис. 2 показано распределение статического давления на оси канала и на его стенках при вдуве дозвуковой струи в спутный сверхзвуковой поток (схема 2). Кривые 1—3 (сплошные линии) показывают изменение давления в дозвуковой струе для течений, когда  $\bar{h} = 0.1, 0.334, 0.5$ ,  $\bar{h} = h/H$ ,  $h$  — ширина дозвуковой струи,  $H$  — ширина канала. Расчеты выполнены при следующих значениях определяющих параметрах: число Маха внешнего потока  $M_\infty = 2$ , относительная интенсивность вдува дозвуковой струи  $\bar{q}_a = \rho_a u_a / \rho_\infty u_\infty = 0.05$  и одинаковых температурах торможения в потоке и струе. Здесь  $\rho$  — плотность,  $u$  — продольная составляющая скорости, индексами  $\infty$  и  $a$  отмечены параметры в невозмущенном внешнем потоке и в дозвуковой струе в сечении вдува. Штриховыми линиями нанесены распределения давления на стенке канала (кривые 4—6 при прежних значениях  $\bar{h}$ ) и эффективная граница дозвуковой струи — кривая 7. По пикам давления на характерных линиях течения можно судить о положении и интенсивности скачков уплотнения и волн разрежения, сформировавшихся в поле сверхзвукового течения. Сравнение результатов расчетов показывает, как влияют стенки на волновую структуру течения. Чем больше относительная ширина дозвуковой струи  $\bar{h}$ , тем быстрее волновая структура невязкого потока сказывается на параметрах течения в дозвуковой струе.

Рассмотрим задачу о взаимодействии сверхзвуковой струи со спутным дозвуковым потоком в канале (схема 2 на рис. 1). Течение в дозвуковом эжектирующем потоке приближенно описывается уравнениями пограничного слоя, а сверхзвуковая струя ДУ рассчитывается в результате интегрирования конечно-разностным методом уравнений Эйлера. Распределение давления в дозвуковом потоке определяется исходя из условий вязко-невязкого взаимодействия сверхзвуковой струи с дозвуковым потоком. Неизвестное значение статического давления  $P_\infty$  во внешнем дозвуковом потоке в плоско-

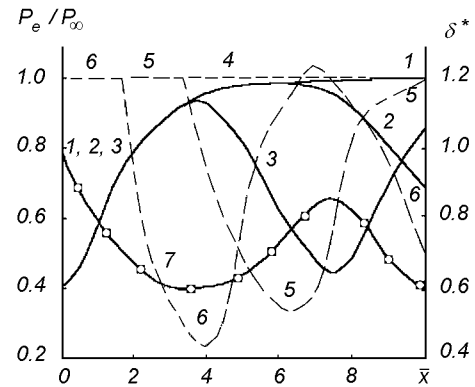


Рис. 2. Распределение статического давления и толщины вытеснения в канале при различных значениях относительной ширины дозвуковой струи (см. текст)

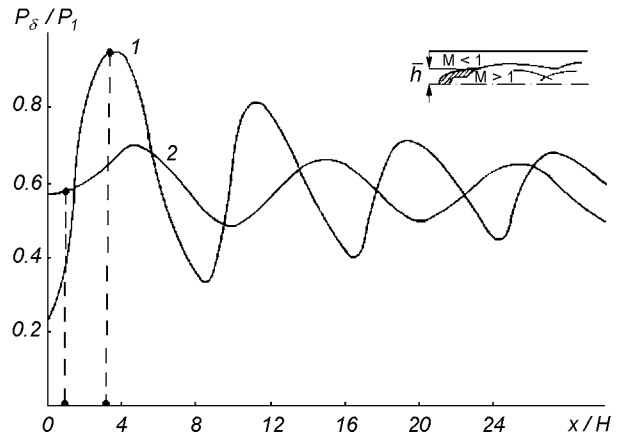


Рис. 3. Распределение статического давления на стенке канала при вдуве сверхзвуковой струи: 1 — при  $\bar{h} = 0.50$ ; 2 — при  $\bar{h} = 0.25$

сти среза сопла находится из условий прохождения через особую точку типа «седло» обобщенных уравнений вязко-невязкого взаимодействия. На рис. 3 для случая плоского течения показано распределение статического давления вдоль стенки канала при  $M_a = 2$ ;  $\bar{q}_\infty = 0.05$ ;  $Re = 100$ ;  $Pr = 0.76$  и разных значениях параметра  $\bar{h} = h/H$ . Здесь  $M_a$  — число Маха на срезе сопла,  $\bar{q}_\infty = \rho_\infty u_\infty / \rho_a u_a = 0.05$  — относительная интенсивность вдува,  $h$  — расстояние от оси канала до кромки сопла в сечении среза,  $H$  — полуширина канала. Форма кривых аналогична соответствующим распределениям давления, приведенным на рис. 2, для задачи взаимодействия дозвуковой струи со спутным сверхзвуковым потоком. Наблюдается такое же волнообразное распределение давления с затухающей вниз по потоку амплитудой. С увеличением относительной высоты

сопла амплитуда колебаний статического давления увеличивается, а период колебаний уменьшается. На рис. 3 точками отмечены положения критических сечений в «горле» вязкой области. Вниз по потоку за этими сечениями вязкое течение в среднем становится сверхзвуковым.

#### СТРУЙНЫЕ ТЕЧЕНИЯ ПРИ ДВИЖЕНИИ РАКЕТЫ В ПУСКОВОМ КОНТЕЙНЕРЕ СТАРТОВОЙ УСТАНОВКИ

Рассматривается течение газа в сверхзвуковой струе ДУ при движении ракеты в пусковой трубе [9]. В этом течении взаимодействие струи с внутренней поверхностью пусковой трубы создает серию взаимодействующих волн сжатия, которые определяют пилообразный характер изменения давления на стенках трубы. В зависимости от сочетания определяющих геометрических и газодинамических параметров реализуются две схемы течения.

*Схема 1.* Сверхзвуковая струя ДУ взаимодействует со стенкой пускового устройства (см. рис. 4). Это приводит к большим воздействиям на пусковое устройство, которые определяются взаимодействием ударных волн со стенкой трубы и между собой. Особенности течения в струе могут быть описаны полностью в невязком приближении. Эффекты вязкости определяют только движение эжектируемого струей газа в кольцевом зазоре между ракетой и пусковой трубой, внося коррективы в величину нерасчетности струи. Последнее обстоятельство связано с возникновением замкнутой отрывной зоны за дном ракеты.

*Схема 2.* Граница сверхзвуковой струи не попадает из стенки трубы (например, при нерасчетности  $n_\infty = P_a/P_\infty = 1$  и угле конусности сопла  $\beta = 0^\circ$ , где  $P_a$  и  $P_\infty$  — давление во внешнем пространстве и в струе на срезе сопла). В этом случае в невязком приближении струя не оказывает воздействия на стенку пусковой трубы. Однако вследствие эжектирующего влияния турбулентного перемешивания на своей границе струя будет создавать разрежение в пусковой трубе, и область между струей и поверхностью контейнера будет занята потоком газа, эжектируемого струей. Для определения параметров этого течения необходимо решить задачу об истечении сверхзвуковой струи в спутный дозвуковой поток в трубе. Такая задача решена в рамках разработанной общей методологии [6] и описана выше.

Остановимся более подробно на анализе течения по схеме 1. В произвольный момент времени при движении ракеты в пусковой трубе можно выделить три основные области течения (см. рис. 4):

область течения в кольцевом зазоре между трубой и ракетой (2), область донного течения (3) и область взаимодействия струи со стенкой трубы (4). Особенности течения в областях 2 и 3 определяются эжектирующим эффектом струи и условиями ее присоединения. Параметры в области 3 (области отрывного донного течения) определяются при помощи одного из вариантов метода разделяющей линии тока [3, 10].

Расчет течения в невязкой струе (область 4) является одним из основных элементов решения рассматриваемой задачи. Для расчета таких течений была использована программа FLOW [11]. В качестве примера на рис. 5 представлены расчетное (сплошная кривая) и экспериментальное (значки) распределения безразмерного давления  $P/P_\infty$  по поверхности пусковой трубы при истечении из конического сопла с углом конусности  $\beta = 15^\circ$  сверхзвуковой нерасчетной холодной струи воздуха с числом Маха  $M_a = 2.54$  и значением нерасчетности  $n_\infty = 1.6$  при  $\bar{D}_a = D_a/D_T = 0.77$  (здесь  $D_a$  — диаметр сопла на срезе,  $D_T$  — внутренний диаметр пусковой трубы). Отражение и переотражение ударных волн и волн разрежения от внутренней поверхности пусковой трубы и оси симметрии вызывает пилообразный периодический характер изменения давления с затухающей вдоль трубы амплитудой. Максимальный уровень давления на поверхности пусковой трубы, зависящий от давления на срезе сопла ракеты и фактической нерасчетности, наблюдается в сечении взаимодействия струи с поверхностью

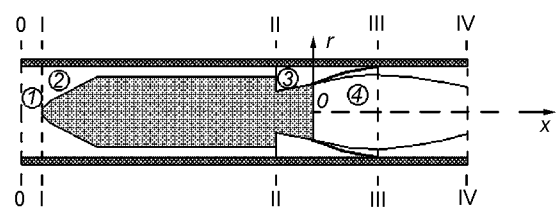


Рис. 4. Схема течения в пусковом контейнере

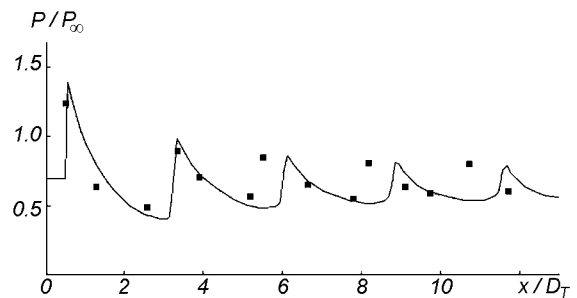


Рис. 5. Распределение давления на стенке пусковой трубы

трубы, а его средний уровень намного ниже максимального.

**ОБТЕКАНИЕ РЕШЕТКИ ТОПЛИВНЫХ ПИЛОНОВ В ТРАКТЕ ГПВРД**

Рассмотрим особенности невязкого поля течения при сверхзвуковом обтекании плоской решетки топливных пилонов в тракте ГПВРД. В кормовой части каждого пилона истекает сверхзвуковая струя, имитирующая подачу горючего в тракт двигателя. Решетка пилонов состоит из  $2N - 1$  ( $N = 5$ ) пилонов одной и той же геометрической симметричной формы и обтекается сверхзвуковым невязким потоком воздуха с числом Маха  $M_\infty$  и отношением удельных теплоемкостей  $\gamma_\infty$ . Каждая из истекающих в кормовой части пилона невязких сверхзвуковых струй характеризуется параметрами: числом Маха на срезе сопла  $M_a$ , отношением удельных теплоемкостей  $\gamma_a$ , нерасчетностью сопла  $n = P_a/P_\infty$  и отношением полных энтальпий  $H_a/H_\infty$ . Газ в струях и внешнем потоке может рассматриваться

как совершенный, так и в приближении равновесной диссоциации. Особенности расчетной методики следующие. Сверхзвуковой характер течения, за исключением областей в окрестности затупления пилонов, позволяет применить маршевые методы к расчету исследуемого течения. В процессе решения выделялись и строились границы истекающих струй, головные ударные волны, а также образующиеся при их регулярном взаимодействии контактные разрывы. Расчет параметров в сверхзвуковой области течения был выполнен по программе FLOW, модифицированной для случая расчета параметров в нескольких подобластях. Начальные условия задавались в сечениях сопряжения цилиндрического затупления с клином и в сечениях донного среза пилонов. Для этого использовались расчетные распределения параметров, полученные из решения задачи обтекания затупленного носка пилона и равномерное поле параметров струи, соответствующее истечению из профилированного сопла в торце пилонов. В зависимости от условий на границах выделяемых расчетных подобластей ставились различные граничные условия: на ударной волне — условия Рэнкина—Гюгонно; на поверхно-

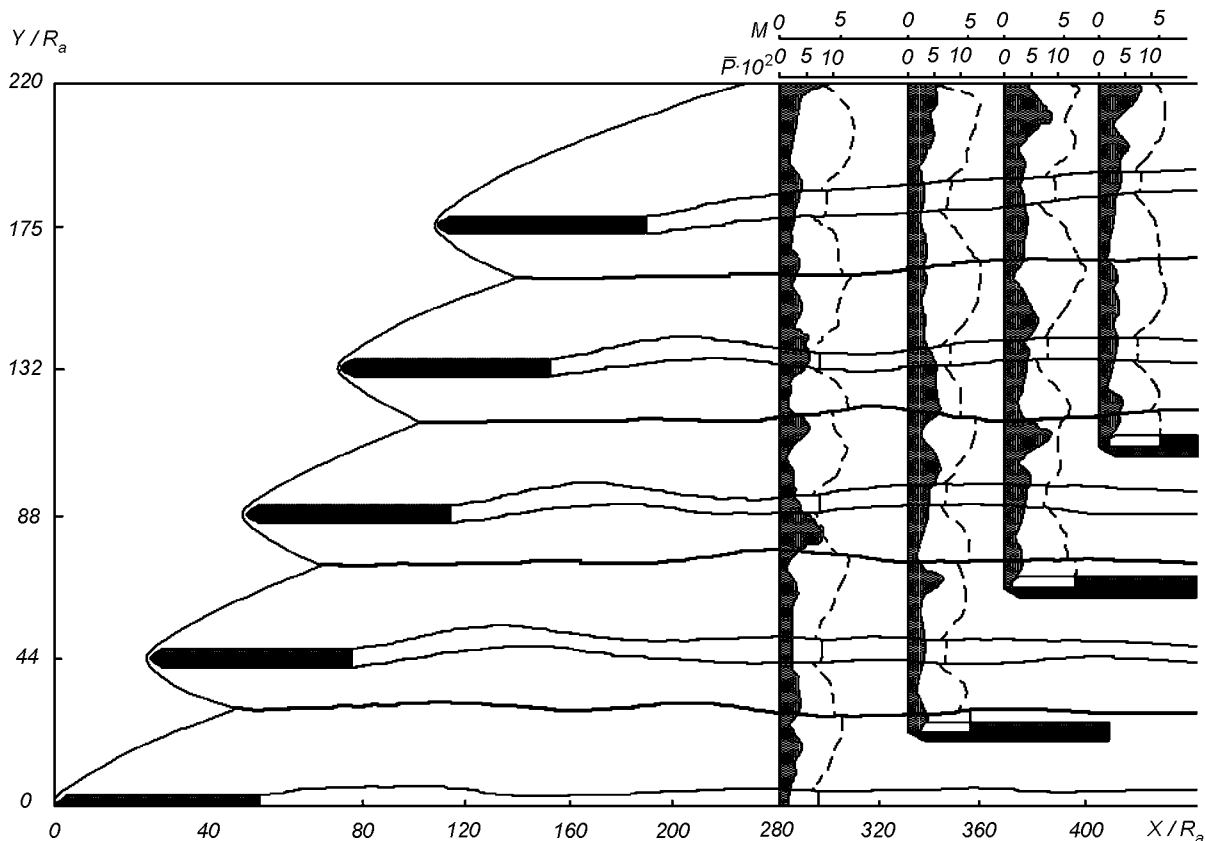


Рис. 6. Форма ударных волн, контактных разрывов и эпюры давления и числа Маха при обтекании решетки топливных пилонов в тракте ГПВРД

сти пилона — условия непротекания; на контактном разрыве — условия непрерывности давления и углов наклона вектора скорости.

Были проведены параметрические исследования влияния числа Маха  $M_\infty$  набегающего потока, нерасчетности истекающих струй  $n = P_a/P_\infty$ , радиуса затупления пилонов  $R_a$ , отношения удельных теплостей в струе  $\gamma_a$ . В качестве опорных значений определяющих параметров были выбраны:

$$M_\infty = 6; \quad \gamma_\infty = 1.4; \quad M_a = 3; \quad \gamma_a = 1.1; \\ n = 3; \quad H_a/H_\infty = 1; \quad R_a = 0.001 \text{ м.}$$

Характерные особенности течения показаны на рис. 6. Различными кривыми нанесены расчетные границы характерных областей течения: головные ударные волны около пилонов; границы струй; контактные разрывы, образовавшиеся в месте пересечения ударных волн. Распределения статического давления  $P = P/(P_a \gamma_a M_a^2)$  (сплошные линии) и числа Маха (штриховые линии) показаны в виде эпюр в разных поперечных сечениях перед вторым рядом пилонов. Профили распределений параметров наглядно свидетельствуют о неравномерности потока в поперечном направлении, вызванной интерференцией ударных волн.

#### ИСТЕЧЕНИЕ ОДИНОЧНЫХ И СОСТАВНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ В ОКРУЖАЮЩЕЕ ПРОСТРАНСТВО И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ИХ С ПОВЕРХНОСТЬЮ

К проблемным вопросам внешней аэродинамики объектов РКТ относятся вопросы расчета газодинамических параметров течения в кормовой области РН при наличии истекающих из блоков сопел ДУ составных сверхзвуковых струй и их воздействия на различные поверхности, произвольным образом ориентированные в пространстве. Такие задачи, например, возникают во время старта РН, на этапе разделения ступеней, а также при пролете РН вблизи других объектов ракетно-космической техники.

Разнообразие геометрических форм сопел, их взаимной ориентации и ориентации относительно оси РН, широкий диапазон изменения определяющих параметров ставят перед разработчиками МПО для расчета такого класса течений ряд требований, главным из которых является универсальность и возможность его использования для решения большого класса задач струйных течений.

Наиболее полное математическое описание тече-

ния в составной струе дается полными уравнениями Навье—Стокса в рамках модели вязкого газа. Однако трудности вычислительного характера, связанные в первую очередь с правильным учетом влияния различных разнорядковых членов уравнений Навье—Стокса на характеристики течения, наличием многосвязной расчетной области, ограничениями числа узлов расчетной сетки при дискретизации дифференциальных уравнений, накладываемыми объемом оперативной памяти и быстродействием современных ЭВМ, не позволяют достаточно эффективно использовать данную модель при расчете сложных струйных течений. Анализ течений в составных струях показал, что на начальном участке эффекты вязкости не оказывают существенного влияния на картину течения в целом, а проявляют себя в основном в узких зонах сдвиговых слоев. Поэтому, во многих случаях, имеющих практический интерес, расчет течений в составных струях можно проводить в приближении идеально-го газа.

Точность и качество численного моделирования течений в составных струях для реальной конфигурации сопел определяется выбором системы координат, размерами сетки дискретизации производных, и конечно-разностной схемой расчетов.

В ИТМ НАНУ и НККАУ на протяжении нескольких лет создается МПО расчета газодинамических параметров течения в составных сверхзвуковых струях, истекающих из многосопловых блоков ДУ РН в затопленное пространство или спутный сверхзвуковой поток при параллельном и непараллельном расположении осей сопел. Разрабатываемое МПО основывается на методе численного интегрирования уравнений газовой динамики, записанных в слабо консервативной форме для произвольной криволинейной системы координат, по конечно-разностной схеме Мак-Кормака второго порядка точности [20]. Для данного класса задач физической и математической особенностью является наличие многосвязной области течения на начальном участке составной струи, представляющей собой одиночные струи. По мере развития одиночных струй они вступают во взаимодействие друг с другом и образуют составную струю. При разработке МПО для данного метода расчета основное внимание уделялось вопросу адекватного численного моделирования течения в многосвязной расчетной области при наличии сложной волновой структуры.

Полагалось, что многосвязная расчетная область состоит из односвязных расчетных областей для каждой из струй, образующих составную струю. Такой подход позволил в рамках модели идеально-

го газа исследовать влияние различия теплофизических характеристик каждой из струй на структуру течения в составной струе в целом. Для описания течения в каждой из струй вводилась своя местная криволинейная система координат, продольная ось которой совпадала с осью течения в струе. Для удобства интегрирования уравнений газовой динамики и повышения точности численного расчета газодинамических параметров составной струи использовалось явное выделение границ одиночных струй и преобразование координат, при котором границы расчетной области (в нашем случае границы каждой из струй) являлись координатными поверхностями. При сверхзвуковом течении расчет в каждой из взаимодействующих струй проводился последовательно вдоль маршевого направления — криволинейной оси струи. На каждом маршевом шаге локальная криволинейная система координат строилась таким образом, чтобы удовлетворить условию корректности решаемой задачи как задачи Коши по «маршевой» координате ( $M^* > 1$ , где  $M^*$  — составляющая числа Маха в маршевом направлении). Более подробно особенности расчетного алгоритма описаны в работе [1].

В рамках изложенного подхода были проведены расчеты течения в сверхзвуковых недорасширенных одиночных и составных струях, истекающих в затопленное пространство. Примеры, иллюстрирующие возможности разработанного МПО (комплекс программ MASCJET), представлены на рис. 7—10. На рис. 7, а приведены расчетные формы границы одиночной струи, истекающей из эллиптического профилированного сопла с отношением полуосей на срезе  $a/b = 2$  при степени нерасчетности  $n = P_a/P_e = 10$ , (полуось  $a$  лежит на оси  $Ox$ , полуось  $b$  — на оси  $Oy$ ). Сплошная кривая соответствует границе струи в плоскости  $x = 0$ , пунктир — границе струи в плоскости  $y = 0$ . Там же значками нанесены результаты расчета, заимствованные из работы [16]. Одной из особенностей рассчитанного течения является то, что более интенсивно газ расширяется в направлении  $y$ . В результате струя, вытекающая из сопла, сечение которого вытянуто в направлении оси  $x$ , начиная с  $z/b > 7$ , оказывается вытянутой в направлении оси  $y$ . С увеличением эллиптичности выходного сечения сопла (увеличением отношения полуосей  $a/b$ ) данный эффект усиливается. На рис. 7, б показаны расчетные формы границ струй в сечении  $z/b = 10$ , вытекающих из сопел с отношением полуосей  $a/b = 1.5$  (сплошная кривая); 2.0 (пунктир); 3.0 (точки) при прежних значениях числа Маха и нерасчетности. Там же для сравнения значками нанесены данные [16] и, кроме того, представлены границы струй в сечении  $z = 0$ ,

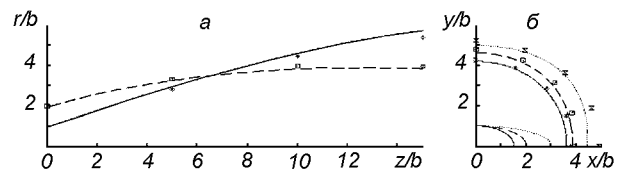


Рис. 7. Расчетные формы границ недорасширенной сверхзвуковой струи, истекающей из эллиптического сопла

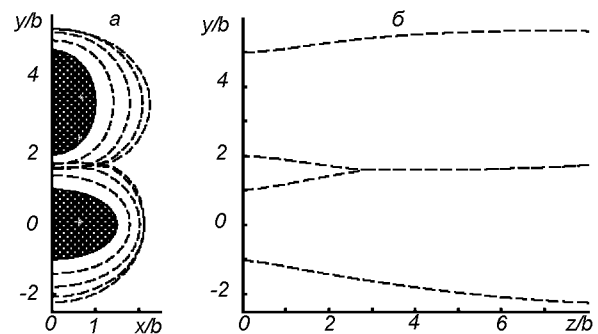


Рис. 8. Расчетные формы границы составной струи, образованной при истечении из двух эллиптических сопел

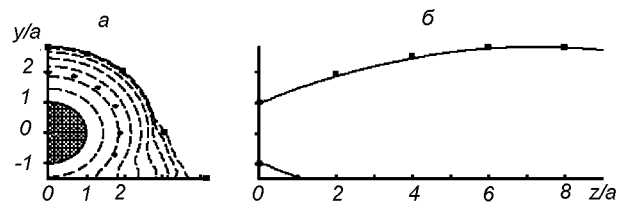


Рис. 9. Взаимодействие одиночной сверхзвуковой струи с плоской преградой

соответствующие границам сопел на срезе.

Расчетные формы границ составной струи, образующейся при истечении из двухсоплового блока, состоящего из эллиптических профилированных сопел приведены на рис. 8. Отношение полуосей для нижнего сопла равно  $a/b = 3/2$ , для верхнего —  $a/b = 2/3$ . Центры сопел лежат в плоскости среза ( $z = 0$ ) в точках с координатами  $O_1(0, 0)$  и  $O_2(0, 3.5)$  соответственно. Оси сопел перпендикулярны к плоскости среза. Поток на срезе сопел полагаются равномерными с числами Маха  $M_a = 3$  и нерасчетностями  $n = 3$ . На рисунке формы границ составной струи соответствуют сечениям маршевой координаты  $z = 0, 2, 4, 6$ .

Влияние плоской преграды на форму границы одиночной сверхзвуковой струи иллюстрирует рис. 9. Расчет проведен для случая  $M_a = 2$ ;  $n = 7.6$ ,



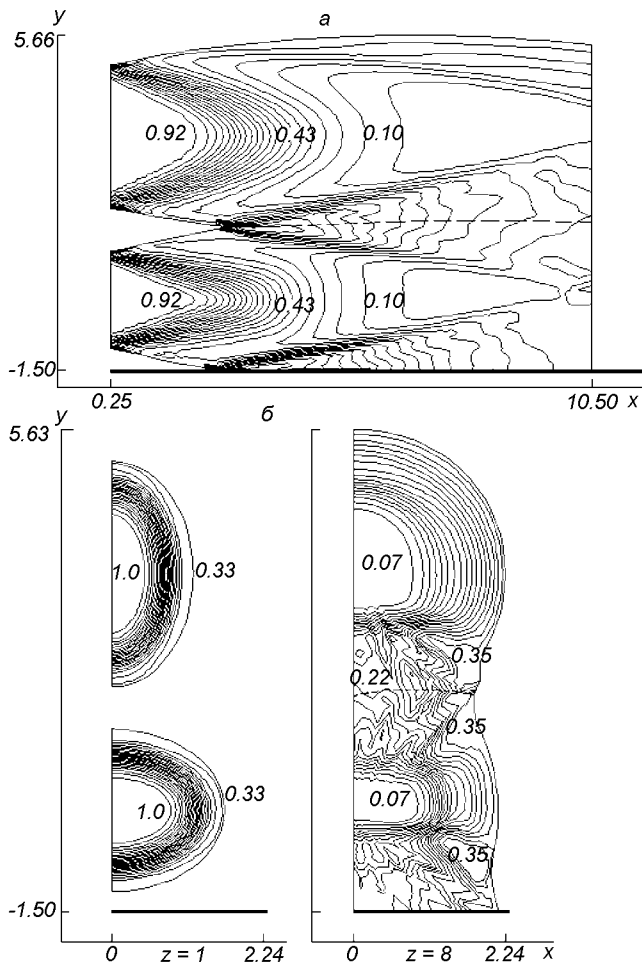


Рис. 10. Форма границы составной струи и изобары в характерных сечениях

угол конусности сопла  $\beta = 5^\circ$ . Центр сопла в плоскости среза ( $z = 0$ ) находится в точках  $O_1(0, 0)$ , а преграда представляет собой плоскость, уравнение которой  $y = -1.43$ . Расчетные формы границы струи в маршевых сечениях  $z = 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8$  представлены на рис. 9, а, форма границы составной струи в плоскости симметрии течения ( $x = 0$ ) — на рис. 8, б. Значки соответствуют расчетам [16].

Влияние геометрии сопел двухсопловой ДУ и положения плоской преграды относительно струи на форму ее границы и распределение давления показано на рис. 10. Расчеты выполнены для составной струи, образованной двумя одиночными сверхзвуковыми струями, истекающими из профилированных эллиптических сопел, оси которых параллельны оси  $Oz$ , а центры находятся в точках  $O_1(0, 1.5)$  и  $O_2(0, 3.5)$  плоскости среза  $z = 0$  при

$M_a = 3$ ,  $n = 3$ . Полуоси нижнего сопла в сечении среза равны  $a_1 = 1.5$ ,  $b_1 = 1$ , верхнего —  $a_2 = 1$ ,  $b_2 = 1.5$ . Преграда представляет собой плоскую поверхность, заданную уравнением  $z = -1.5$ . Линии постоянного уровня давления и форма границы составной струи в сечении плоскостью  $x = 0$  показаны на рис. 10, а. Штриховой кривой показано положение следа контактной поверхности. На рис. 10, б изображены изобары в двух характерных сечениях составной струи плоскостями  $z = 1$  и  $z = 8$ . В первом приведенном сечении одиночные струи, истекающие из эллиптических сопел, не взаимодействуют друг с другом и преградой, во втором такое взаимодействие явно видно. Приведенные на рис. 10 результаты расчетов подтверждают наличие сложной волновой структуры течения внутри составной струи вследствие взаимодействия одиночных струй между собой и с преградой.

#### ОБТЕКАНИЕ ТЕЛА СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУЕЙ

Имеющееся в ИТМ НАНУ и НКАУ МПО позволяет проводить исследования многих общих случаев пространственного обтекания удлиненных затупленных тел струей в спутном потоке. В целях явного выделения особенностей рассмотрено обтекание острых конусов, структура безграничного сверхзвукового потока около которых достаточно проста. Проведено исследование структуры течения, формы границы струи и распределения давления на теле в зависимости от нерасчетности струи и расстояния от среза сопла до тела. Подробно результаты изложены в работе [15]. Для иллюстрации особенностей обтекания на рис. 11 приведены данные, характеризующие распределение давления  $P = P/P_a$  на поверхности тела. Результаты относятся к обтеканию десятиградусного конуса струей с числом Маха на срезе  $M_a = 7$  и нерасчетностью  $n = P_\infty/P_a = 1.05 \cdot 10^{-2}$  ( $P_\infty$  — давление в окружающем пространстве, индекс относится к параметрам на срезе сопла). Взаимодействие конической ударной волны с границей струи и с поверхностью конуса создает последовательность сменяющих друг друга волн сжатия и разрежения, что определяет пилообразный характер распределения давления на теле (см. рис. 11). На этом рисунке кривые 1 и 2 относятся к  $n = 1, 0.5$  в случае, когда вершина конуса расположена в плоскости среза сопла; кривые 3 и 4 — к случаю  $n = 0.5, 0.01$  и вершина конуса расположена в месте пересечения с осью симметрии характеристики второго семейства, идущей от кромки сопла. Увеличение нерасчетности истечения и расстояния от вершины конуса до

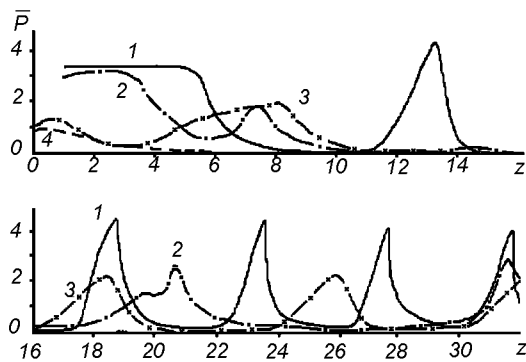


Рис. 11. Распределение давления по поверхности конуса, обтекаемого сверхзвуковой струей

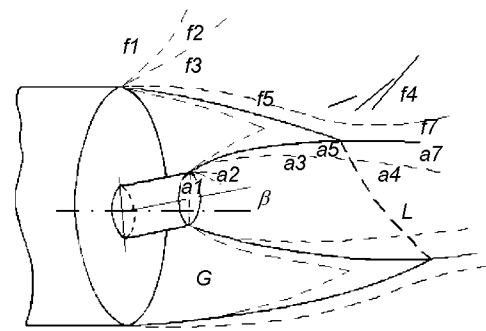


Рис. 12. Схема течения в донной области ракеты при наличии истекающей одиночной реактивной струи

плоскости среза сопла (кривые 2, 3) приводит, во-первых, к ослаблению конической ударной волны волнами разрежения, идущими от кромки сопла, во-вторых, к уменьшению интенсивности пиков давления и их частоты. При нерасчетности  $n = 0.01$  распределение давления на поверхности тела определяется в основном веером волн разрежения. В расчетной области течения наличие тела в струе в этом случае практически не влияет на границу струи. Аналогичные особенности имеют место и для более общих случаев обтекания.

**РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ В НЕСИММЕТРИЧНЫХ ОТРЫВНЫХ ЗОНАХ ЗА ДНОМ РАКЕТЫ С РАБОТАЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**

Неотъемлемой частью комплексного аэродинамического расчета практически любого ЛА является расчет параметров течения в донной области. При этом необходимо учитывать различные реальные процессы: неізотермичность течения, наличие химических реакций, многофазность, многомерность течения и др. В этих условиях в практике проектирования нашли широкое распространение различные приближенные методы, основанные на интегральных методах и методе разделяющей линии тока (РЛТ).

Методы РЛТ проще интегральных и могут быть применимы к расчету параметров более сложных отрывных течений, в том числе и пространственных. При проектировании и отработке ЛА возникает проблема в определении давления и температуры в возвратно-циркуляционной области, образующейся при взаимодействии сверхзвукового внешнего потока с одиночной струей двигательной установки в кормовой области ракеты. Проблема опре-

деления донных параметров при наличии горячей реактивной струи относится к одному из сложных вопросов отрывных течений.

Для расчета обсуждаемой задачи в рамках метода РЛТ разработан комплекс программ BASE. Данный комплекс программ позволил провести расчеты осесимметричных течений в донной области в широком диапазоне изменения определяющих параметров: радиуса сопла, чисел Маха в струе и во внешнем потоке, нерасчетности струи, отношения температур торможения и показателей адиабаты в струе и потоке. Расчеты проводились и в условиях, когда точка отрыва потока перемещалась вдоль боковой поверхности ЛА вверх по потоку. Кроме того, в работе [3] на базе данного комплекса программ оценено влияние твердой фазы в струе на донное давление.

Обобщение метода РЛТ и соответствующая доработка комплекса программ BASE для случая пространственных течений, позволяющее учесть неравномерность внешнего потока на кромке донного уступа и поворот сопла в плоскости симметрии на некоторый угол относительно оси проведено в [10]. Идеализированная схема течения показана на рис. 12. Линия пересечения границ невязкого внешнего потока и струи представляет собой замкнутый контур  $L$ , в каждой точке которого потоки локально взаимодействуют в системе скачков уплотнения, образованных при развороте внешнего потока и струи. Положение разделяющей линии тока в каждой меридиональной плоскости  $\varphi = \text{const}$  определяется из условия равенства давления торможения  $P_{s1}$  на этой линии давлению за замыкающим скачком уплотнения  $P_{d1}$  с учетом поправки [21]. При этом определяется разность  $\Delta G_i$  между массой  $\Delta G_{11}$ , отсасываемой из донной области за счет эжектирующего влияния внешнего потока и струи,

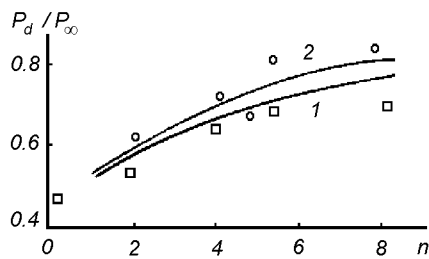


Рис. 13. Зависимость донного давления от нерасчетности струи сопла в случае его поворота на угол  $\beta = -4.25^\circ$  при относительном удлинении сопла  $l_a = 1.2$  и числе Маха на срезе сопла  $M_a = 3.4$ . Кривые — расчет, значки — эксперимент

и массой  $\Delta G_{2i}$ , возвращаемой в застойную зону из слоев смещения при переходе через замыкающий скачок. Искомое донное давление определялось из условия баланса массы во всей донной области

$$\sum_{i=1}^N \Delta G_i r_i \Delta \varphi_i = 0,$$

где  $N$  — количество рассматриваемых меридиональных плоскостей  $\varphi_i$ ,  $\Delta \varphi_i = \varphi_i - \varphi_{i-1}$ . Аналогично из уравнений баланса для полной энтальпии и концентраций компонентов газовой смеси в донной области определялись искомые температура и концентрации компонентов.

Результаты расчетов, выполненных по описанной методике, с экспериментальными данными представлены на рис. 13. Здесь кривые 1 и 2 соответствуют значениям угла атаки  $\alpha = 0$  и  $18^\circ$  при угле отклонения сопла  $\beta = -4.25^\circ$ . Расчеты и экспериментальные данные согласуются удовлетворительно. Это позволяет заключить, что разработанная методика и реализующий ее комплекс программ BASE пригодны для расчета параметров в донной области осесимметричных и пространственных течений с одиночной реактивной струей.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанное в ИТМ НАНУ и НККАУ методическое и программное обеспечение расчета струйных течений является эффективным инструментом исследования струйных течений возле объектов РКТ и в их элементах. Оно апробировано при решении большого класса разных задач. Методология и программное обеспечение решения задачи об истечении дозвуковой струи в спутный сверхзвуковой поток позволяют решать задачи аэрогазодинамики объектов РКТ, связанные с определением параметров стартовых устройствах и расчетом течений в

трактах ГПВРД. Комплекс программ расчета пространственного невязкого течения в одиночных и составных струях и течений в каналах позволяет прогнозировать газодинамические характеристики струй, расходные характеристики воздухозаборников, силовые характеристики воздействия струй на различные поверхности. Программы расчета параметров в донной области ракеты при наличии истекающей реактивной струи могут быть использованы при проектировании и отработке новых образцов ракетно-космической техники.

1. Белоцерковец И. С. Расчет сверхзвуковых составных затопленных струй идеального газа, взаимодействующих с поверхностью // Техническая механика.—1998.—Вып. 8.—С. 15—18.
2. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. К расчету границы сверхзвуковой невязкой струи, истекающей в затопленное пространство или спутный сверхзвуковой поток // ИФЖ.—1981.—40, № 2.—С. 197—203.
3. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. Влияние твердой фазы и теплофизических характеристик центральной одиночной сверхзвуковой струи двигателя на донное давление и температуру // Косм. исслед. на Украине.—1982.—Вып. 16.—С. 55—58.
4. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. К расчету характеристик течения при равномерном вдуве однородного газа в кормовую часть тела // ПМТФ.—1984.—№ 1.—С. 76—81.
5. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. К расчету диффузионного горения дозвуковой струи в спутном сверхзвуковом потоке // ПМТФ.—1988.—№ 1.—С. 91—95.
6. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. Влияние волновых процессов на вязко-невязкое взаимодействие до- и сверхзвуковой струи со сверх- и дозвуковым спутным потоком в канале и трубе // ПМТФ.—1990.—№ 4.—С. 112—117.
7. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. К расчету нерегулярного взаимодействия ударных волн // ПМТФ.—1992.—№ 6.—С. 9—14.
8. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. Взаимодействие ударной волны со струей, истекающей в спутный сверхзвуковой поток с меньшей сверхзвуковой скоростью // ПМТФ.—1993.—№ 5.—С. 10—15.
9. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И. Истечение заглубленной сверхзвуковой струи в трубу или канал // Техническая механика.—1995.—Вып. 4.—С. 90—93.
10. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И., Филипповская Л. М. Влияние неравномерности внешнего сверхзвукового потока и угла отклонения сопла на донное давление за осесимметричным телом с сверхзвуковой струей // Изв. вузов. Авиационная техника.—1990.—№ 1.—С. 34—36.
11. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И., Шеховцова В. А. Комплекс программ для расчета двумерных плоских и осесимметричных сверхзвуковых невязких течений // Информ. бюл. ВИНТИ: Алгоритмы и программы. — М., 1987.—№ 11, ГФАП № 50870000642, РФАП АН УССР № АП0140 от 31.02.86.
12. Бондарев Е. Н., Лисичко И. Д. О влиянии вязкости на течение не дорасширенной струи в спутном сверхзвуковом потоке // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ.—1973.—№ 2.—С. 157—161.
13. Бондарев Е. Н., Лисичко И. Д. Распространение недорасширенной турбулентной струи в спутном сверхзвуковом потоке // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ.—1974.—№ 4.—С. 36—41.

14. Борисов Н. Ф. Численный расчет неизобарических сверхзвуковых вязких струй, истекающих в спутный сверхзвуковой поток // Ученые записки ЦАГИ.—1985.—16, № 1.—С. 15—26.
15. Галинский В. П., Кушнир Г. Г., Тимошенко В. И. О численном исследовании обтекания острых конусов сверхзвуковой струей // Прикладная механика.—1981.—17, № 10.—С. 133—136.
16. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. — М.: Наука, 1976.—400 с.
17. Иванов М. Я., Киреев В. И. К расчету сильно недорасширенных сверхзвуковых затопленных струй // ЖВММФ.—1976.—16, № 5.—С. 750—757.
18. Погорелов В. И., Щербанина Г. Б. Особенности истечения сверхзвуковой струи из сопла с косым срезом // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ.—1977.—№ 4.—С. 107—110.
19. Тимошенко В. И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. — Киев: Наук. думка, 1987.—184 с.
20. Mac-Cormack R. W. The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering // AIAA Paper.—1969.—N 354.—P. 8.
21. Nash J. F. An analysis of two-dimensional turbulent base flow,

including the effect of the approaching boundary layer // Aeronaut. Res. Council. Repts and Mem.—1963.—N 3344.

---

#### NUMERICAL SIMULATION OF JET STREAMS IN OBJECTS OF SPACE ROCKET ENGINEERING

V. I. Timoshenko and I. S. Belotserkovets

The problems of numerical simulation of different jet streams in space rocket engineering objects and their elements are considered. The capabilities of the computing programs and computational techniques developed at the Institute of Technical Mechanics of the N.A.S. of Ukraine are discussed. The following aspects of jet streams problems are described: interaction of subsonic and supersonic jet streams with supersonic and subsonic boundless flows, with streams in pipes or channels, including jet streams in the launcher container and around the fuel pylons of a hypersonic flight vehicle with supersonic burning combustion chamber; the computation of single and composite supersonic jets in rocket propulsion systems and their interaction with surfaces; estimation of parameters in asymmetrical separating zones behind the bottom of a rocket with a working jet.