УДК 533.69

Влияние условий обтекания носовой части гиперзвукового воздухозаборника на течение в одиночном канале слива пограничного слоя^{*}

М.А. Гольдфельд, Т.А. Коротаева, Е.А. Ободовская, А.О. Турчинович

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

E-mail: anna.turchinovich@yandex.ru

В работе представлены результаты исследования, проведенного в рамках отработки методики расчета течения и определения коэффициента расхода в узких цилиндрических каналах слива в условиях натекания толстого пограничного слоя. Для задания граничных условий на входной границе расчетной области использовались профили давления и температуры, полученные на выходной границе области моделирования обтекания носовой части гиперзвукового воздухозаборника. Численное моделирование пространственного обтекания носовой части гиперзвукового воздухозаборника проведено в диапазоне чисел Маха от 3 до 6 при угле атаки 6°. Результаты распределения статического давления, рассчитанных вдоль плоскости симметрии и в поперечном направлении, сопоставлены с экспериментальными данными. Показано их удовлетворительное согласование. Моделирование течения проведено в рамках стационарных уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Полученные распределения газодинамических параметров и линий тока позволили провести анализ особенностей структуры потока на носовой части модели воздухозаборника и в канале слива пограничного слоя. Расчеты показали, что для исследованного диапазона чисел Маха может быть реализовано звуковое течение в каналах слива пограничного слоя, что позволит обеспечить максимальный расход чере

Ключевые слова: сверхзвуковое течение, воздухозаборник, пограничный слой, канал слива, коэффициент расхода, уравнения Навье–Стокса.

Введение

В настоящее время проводятся многочисленные исследования и реализуются комплексные программы создания пилотируемых и беспилотных гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения [1, 2]. При этом ключевым, критическим элементом в обеспечении высокоскоростного полета является гиперзвуковой воздушнореактивный двигатель. Цель усилий состоит в повышении эффективности силовой установки, в частности, ее основного элемента — гиперзвукового воздухозаборника. Повышение эффективности подразумевает использование способов управления течением, которые применительно к гиперзвуковому воздухозаборнику преследуют три основных цели: обеспечение максимального расхода воздуха [3], осуществление запуска воздухозаборника (расчетного режима втекания) [4] и снижение потерь полного давления в широком диапазоне полетных условий [5, 6]. Одним из методов решения этих задач

^{*} Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 18-31-00228).

[©] Гольдфельд М.А., Коротаева Т.А., Ободовская Е.А., Турчинович А.О., 2019

является распределенный слив пограничного слоя. Эффективность использования слива пограничного слоя подтверждена для сверхзвуковых воздухозаборников (числа Маха полета до 2,5). Для гиперзвуковых воздухозаборников с полетным диапазоном числа Маха от 2 до 12 эта задача многократно усложняется вследствие существенного изменения внешних условий и необходимости обеспечивать относительный расход сливаемого воздуха. Выбор способа регулирования значительно зависит от условий работы воздухозаборника и особенностей течения на его поверхностях сжатия для снижения отрицательного влияния ударных волн и отрыва пограничного слоя при сжатии потока в воздухозаборниках [7, 8]. Одна из возможностей снизить отрицательное воздействие ударной волны на пограничный слой состоит в размещении пористых (перфорированных) поверхностей на носовой части вблизи области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем и перед входом в канал воздухозаборника [9].

Для слива (отсоса) пограничного слоя используется перфорация на поверхностях, через которые отводится небольшая низконапорная часть пограничного слоя, в результате чего улучшается его способность противостоять отрыву. Масса пограничного слоя, которая может быть удалена через заданную конфигурацию каналов слива, количественно определяется коэффициентом расхода воздуха через каналы слива. До недавнего времени определение коэффициента расхода и проектирование систем слива сверхзвуковых воздухозаборников основывалось в значительной степени на экспериментальных данных [10–14]. Слив пограничного слоя использовался для подавления отрыва и улучшения характеристик плоских и осесимметричных воздухозаборников для полетных чисел Маха от 2 до 3,5, что соответствует местному числу Маха 0,7–1,75.

Численные и экспериментальные исследования при сливе пограничного слоя, в том числе при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем, можно разделить на две группы. К первой группе относятся модели, не учитывающие процесс слива через отдельные каналы и не требующие постановки отдельных граничных условий на границе каждого канала [14, 15]. Преимущество этого подхода состоит в том, что он является наиболее эффективным в вычислительном отношении и наиболее удобным в экспериментальном плане и позволяет моделировать полную конфигурацию воздухозаборника, как было показано в работе [8]. Ко второй группе принадлежат модели, в которых изучается процесс слива через каждый канал слива [16, 17]. Преимущество этого подхода состоит в том, что он позволяет раскрыть природу потока, определяющего процесс слива. С точки зрения математического моделирования описание обтекания поверхностей со сливом пограничного слоя, особенно в присутствии ударной волны, представляет значительные вычислительные трудности: течение является трехмерным, геометрически сложным по своей природе и характеризуется крупномасштабной неустойчивостью в результате воздействия ударной волны [18-20]. За небольшими исключениями [21] расчетные модели слива состояли, главным образом, из эмпирических корреляций для массового расхода и ограничивались сверхзвуковыми скоростями полета до чисел Маха 3.

Целью настоящего исследования является определение параметров потока перед областью слива пограничного слоя на модели носовой части воздухозаборника с ударными волнами и отработке методики расчета течения и расхода воздуха через узкие цилиндрические каналы слива в условиях натекания толстого пограничного слоя при гиперзвуковых скоростях потока.

1. Постановка задачи

Определение характеристик слива пограничного слоя осуществлялось в два этапа. На первом этапе моделировалось обтекание носовой части модели воздухозаборника перед отверстиями слива. На втором этапе рассчитывалось течение в канале слива. Рассматривалось течение при числах Маха невозмущенного потока M = 3, M = 4 и M = 6 и угле атаки 6°. Параметры потока, конфигурация модели носовой части, размеры отверстий слива определялись условиями и моделью, исследуемыми в экспериментах.

Экспериментальные исследования проводились в аэродинамической трубе периодического действия T-313 с размером рабочей части $0.6 \times 0.6 \times 2$ м при числах Maxa от 2 до 7 и единичных числах Рейнольдса от $8 \cdot 10^6$ до $54 \cdot 10^6$ при температурах 285–415 K [22]. Рассматриваемая модель состоит из носовой части и плоского двухскачкового воздухозаборника со сливом пограничного слоя. Носовая часть экспериментальной модели (рис. 1*a*) имеет сложную пространственную конфигурацию и служит для предварительного сжатия набегающего воздушного потока и моделирования нарастания пограничного слоя. Дальнейшее внешнее сжатие осуществляется на двух плоских клиньях. На модели располагается область слива пограничного слоя, в которой находятся 7 отверстий, равномерно расположенных в один ряд на втором клине сжатия. Угол наклона сливных отверстий к направлению внешнего потока составляет 90° (рис. 1*b*).

При испытаниях с помощью 17 датчиков проводились измерения распределения давления в продольном и трансверсальном направлениях на поверхностях сжатия носовой части и давления Пито в пограничном слое для определения толщины пограничного слоя и его интегральных характеристик. Кроме этого, выполнялась теневая визуализация потока и сажемасляная визуализация линий тока на поверхностях сжатия.

Схема пористой системы слива воздуха приведена на рис. 1*с*. Входная поверхность содержит каналы слива *1*, через которые отводимый поток со скоростью U_{bleed} перетекает из активной зоны воздухозаборника в камеру слива. Предполагается, что камера имеет достаточно большой объем, так что сливаемой поток тормозится в ней до очень малой скорости. Следовательно, давление в камере характеризуется статическим давлением p_{pl} , которое приблизительно равно полному давлению в pt_{pl} из-за торможения потока. Воздух вытекает из камеры через выходной канал 2 с минимальной площадью поперечного сечения A_{ex} , которая обеспечивает критический (звуковой) режим истечения. На схеме изображен короткий простой выходной канал, хотя некоторые камеры могут иметь гораздо более длинный канал со сложной геометрией. Предполагается, что статическое давление на выходе p_{ex} для рассматриваемой схемы будет приблизительно равно статическому давлению внешнего потока на нижней поверхности носовой части. Именно p_{ex} определяет перепад давления на отверстиях слива, обеспечивая массовый расход. Желательно, чтобы система отбора воздуха работала так, чтобы на выходе из камеры реализовался режим запирания, что исключало бы влияние на перепад давления



Рис. 1. Вид экспериментальной модели.

а — носовая часть воздухозаборника, *b* — отверстия слива пограничного слоя, *с* — камера для слива пограничного слоя: *I* — каналы слива, *2* — выходной канал, *3* — датчик давления.



Рис. 2. Математическая модель носовой части
гиперзвукового воздухозаборника до входа.
<i>1</i> — носовая часть, 2 — первый клин сжатия 1°,
<i>3</i> — второй клин сжатия 3°,
4 — отверстия для слива пограничного слоя.

во входных отверстиях слива. Такое положение гарантирует, что внешний поток не попадет в камеру слива. Полученные расчетные и экспериментальные данные подтвердили, что режим запирания реализуется в выбранном диапазоне условий

обтекания. По результатам измерений давления в камере слива был получен расход сливаемого воздуха, отнесенный к общему расходу воздуха через воздухозаборник.

Модель носовой части гиперзвукового воздухозаборника испытывалась в двух конфигурациях: с обечайкой и без неё, для исключения воздействия ударной волны, падающей от обечайки на поверхность сжатия. Для конфигурации модели без обечайки было проведено численное моделирование обтекания. Рассматривалась часть модели до входа в канал воздухозаборника (рис. 2). Сплошной линией на рисунке обозначена область, в которой построена секущая плоскость на втором клине сжатия до отверстий, через которые осуществляется слив пограничного слоя. Целью данного этапа моделирования было получение распределения газодинамических параметров в сечении перед областью слива. Затем эти параметры использовались для задания условий на входе в область для моделирования течения в канале слива.

На рис. 3 можно видеть расчетные области для первого и второго этапов моделирования. Область решения на первом этапе включает конфигурацию носовой части и внешнюю границу течения, представляющую собой куполообразную поверхность (см. рис. 3a). Область для расчета течения через одиночный канал слива, имеющий диаметр 4 мм и расположенный под углом 90° к поверхности пластины толщиной 6 мм, показана на рис. 3b.

Решение поставленных задач осуществлялось в коммерческом программном продукте Ansys Fluent (академическая версия) [23]. Стационарные уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались с использованием модели турбулентности *k-* ω SST. В рамках задачи использовались решатель «density-based» (термин пакета Ansys Fluent, означающий определение поля давления из уравнения состояния) и неявная разностная схема Рое второго порядка точности аппроксимации. Схема задания граничных условий показана на рис. 3.



Рис. 3. Расчетные области и граничные условия.

а — носовая часть воздухозаборника и внешняя граница,
b — область для моделирования слива пограничного слоя.



Рис. 4. Расчетная сетка. *а* — модель носовой части воздухозаборника, *b* — модель канала слива пограничного слоя; направление потока слева направо.

На первом этапе (рис. 3a) на внешней границе расчетной области задавались статическое давление p, число Маха и температура торможения T_0 . На поверхности носовой части воздухозаборника ставилось граничное условие твердой стенки с условием прилипания и отсутствием теплового потока. На выходной границе задавалось статическое давление p и температура торможения T_0 .

При численном решении задачи о течении через цилиндрический канал на его стенках ставилось граничное условие прилипания и отсутствия теплового потока. На выходной границе, а также на верхней и нижней границах расчетной области задавались статическое давление p и температура торможения T_0 (рис. 3b). На боковых границах использовалось условие симметрии потока. На входной границе задавались статическое давление P_0 и температура торможения T_0 . Над пластиной (входная граница 1) эти параметры определялись из расчетов обтекания носовой части модели воздухозаборника, т.к. пластина сверху фактически является продолжением клиньев сжатия воздухозаборника. Под пластиной (входная граница 2) задавались условия в набегающем потоке в силу особенностей камеры слива, используемой в экспериментах.

Расчетные сетки строились с использованием приложения Ansys ICEM CFD. При создании сеточной области для носовой части проводилось сгущение сеток к поверхности носовой части для детального описания параметров в пограничном слое. Гексаэдральная сетка для моделирования обтекания носовой части гиперзвукового воздухозаборника состояла из ~ 9 млн. элементов. При создании разностных сеток для одиночного канала слива использовались сетки О-типа для описания круглого отверстия слива. Сгущение сетки к пластине с отверстием для слива было достаточным для разрешения пограничного слоя, общее количество элементов составляло порядка 2,2 млн. элементов. Вид расчетных сеток приведен на рис. 4.

Параметры набегающего потока, при которых проводились расчеты, приведены в табл. 1. Для отработки методики расчета течения в узких цилиндрических каналах слива в условиях натекания толстого пограничного слоя был проведен тестовый расчет слива пограничного слоя для набегающего потока с числом Маха M = 4,03, также указанным в табл. 1. В качестве условий на входной границе области над пластиной задавались профили параметров, полученные из расчета обтекания носовой части воздухозаборника; под пластиной принимались условия, соответствующие камере слива.

Таблица 1

Число Маха набегающего потока М	Статическое давление <i>p</i> , Па	Давление торможения P_0 , Па	Температура торможения T ₀ , K	Угол атаки α°
3,037	10855,96	422078,2	284,5	6°
4,03	6527,61	1031488,5	280	6°
6,06	522,145	876461,25	376,5	6°

Параметры набегающего потока



Рис. 5. Перенос параметров с одной расчетной сетки на другую. а — схема, b — профили статического давления: 1 — профиль, полученный из расчета обтекания носовой части воздухозаборника, 2 — профиль после интерполяции.

В геометрическом плане входная граница 1 для области моделирования через канал слива является частью выходной границы области расчета обтекания носовой части (рис. 5*a*), однако этим границам соответствуют разные расчетные сетки. Профили параметров зависят от трех пространственных координат: *x*, *y* и *z*. Из них можно сформировать радиус-вектор $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ и построить вдоль него кубический сплайн. Кубические сплайны широко используются ввиду их относительной простоты и того обстоятельства, что они вполне достаточны для отслеживания непрерывности вторых производных функций. По известным значениям параметров на одной сетке при помощи сплайн-интерполяции вычислялись параметры на другой сетке.

На рис. 5*а* схематически показан перенос параметров для отверстия, расположенного в плоскости симметрии перфорированной области слива. На рис. 5*b* приведены исходный профиль и профиль после интерполяции с другим расположением и количеством узлов. Наблюдается хорошее согласование результатов, за исключением небольших областей в окрестности резкого изменения параметров. Такое явление характерно для кубических сплайнов. Попыток исправить этот дефект в работе не предпринималось, т.к. полагалось, что профили параметров искажаются незначительно и это не может кардинально изменить поток, натекающий на канал слива.

2. Результаты и обсуждения

Проведенные расчетные исследования обтекания модели носовой части воздухозаборника показали, что на поверхности сжатия реализуется сложное трехмерное течение. На рис. 6 приведен пример полученных результатов, на котором показано распределение давления вдоль линии, на которой в экспериментах были установлены датчики давления,



Рис. 6. Распределение давления вдоль плоскости симметрии и на отдалении 8,5 мм от нее при числах Маха M = 6 (1), 4 (2), 3 (3) (*a*) и изолинии давления на поверхности при числе Маха M = 4 (*b*).

параллельной плоскости симметрии и отстоящей от неё на 8,5 мм. Можно видеть, что при увеличении числа Маха от 3 до 6 происходит значительный рост давления (см. рис. 6*a*) вследствие увеличения интенсивности скачков уплотнения. Ступенчатый характер роста давления вызван наличием клиньев для поджатия потока перед входом в канал воздухозаборника. В результате перед областью слива пограничного слоя создается сверхкритический перепад давления, при котором обеспечивается звуковое течение в каналах слива.

На рис. 6b приведены изолинии распределения давления для числа Маха 4. Эти данные показывают, что в окрестности носика модели располагается протяженная область повышенного давления (уровень 11), причиной образования которой является сильное притупление носовой части и наличие боковых кромок. Именно существование этой области приводит к последующему снижению давления вниз по потоку вследствие бокового растекания. В среднем падение давления для чисел Маха M = 3 и M = 4 составляет примерно 13 %. При обтекании модели при M = 6 на начальном участке отмечается область постоянного давления, после которой оно снижается примерно на 5 %. Далее, при натекании воздуха на первый клин с углом 1°, происходит рост давления. На клине также отмечается падение давления при числах Маха M = 3, M = 4, которое



Рис. 7. Линии тока на поверхности модели при M = 4. *а* — расчет, *b* — эксперимент.





2 — M = 4, p = 6527,61 Па; 3 — M = 6, p = 522,145 Па.

составляет примерно 4 %. Для M = 6 на клине отслеживается небольшой участок постоянного давления и слабое его уменьшение, составляющее ~1 %.

Падение давления перед первым клином происходит вследствие растекания потока у боковых кромок модели и образования вихря в плоскости симметрии модели. Такой вывод подтверждают дан-

ные численного моделирования (рис. 7a) и результаты сажемасляной визуализации линий тока на поверхности модели (рис. 7b), которые, как можно видеть, хорошо согласуются между собой. Стекание сажемасляной смеси к плоскости симметрии модели подтверждает существование вихревых структур. Такой же эффект наблюдается при численном моделировании. У боковых кромок отчетливо видно интенсивное боковое растекание, которое усиливается вниз по потоку.

На рис. 8 приведены профили скорости в выходном сечении расчетной области в плоскости симметрии модели носовой части на расстоянии 710 мм от носика модели, по которым можно определить толщину пограничного слоя, натекающего на отверстие слива. Толщина пограничного слоя δ составляет от 4,7 до 6,8 мм при увеличении числа Маха от 3 до 6 при изменении статического давления от 10855 до 522 Па соответственно.

Результаты рассчитанных распределений статического давления вдоль плоскости симметрии (при M = 4) и в поперечном направлении (при M = 3, 4, 6) были сопоставлены с экспериментальными данными (рис. 9). Из рисунка видно удовлетворительное согласование полученных экспериментальных данных с результатами численного моделирования. Характер поведения давления на носовой части модели и на клиньях сжатия, определенный экспериментально, аналогичен расчетному. Получено соответствие экспериментальных данных не хуже 5 %. Такое отличие может быть связано с низким уровнем давления на носовой части воздухозаборника, экспериментальные измерения которого представляют некоторые трудности и могут сопровождаться большой погрешностью при высоких числах Маха.

Профили параметров потока за ударной волной в конце последнего клина сжатия при M = 4 были использованы в качестве параметров для расчета и задания начальных условий в задаче течения через одиночный канал слива. На рис. 10 приведено распределение



Рис. 9. Распределение статического давления и сравнение результатов численного моделирования обтекания носовой части воздухозаборника с экспериментальными данными для числа Маха М = 4.
а: распределение давления в продольном направлении: 1 — данные экспериментов, 2 — результаты численного моделирования;
b — распределение давления в поперечном направлении на расстоянии 160 мм от носовой части: 1-3 — экспериментальные данные данные даны е 4, 3 соответственно,

4-6 — численные результаты для M = 6, 3, 4 соответственно.

давления по поверхности модели и линии тока внутри канала. Схема реализующегося течения представлена на рис. 10a, на рис. 10b стрелкой условно показано направление потока, натекающего на отверстие со скоростью V. Прежде всего, следует отметить высокую степень неравномерности течения в канале как в продольном, так и в трансверсальном направлениях. Результаты расчета указывают на сложную картину потока с двумя зонами течения — с большей и меньшей скоростью (слева и справа от оси симметрии).



гасходные характеристики						
Число Маха набегающего потока М	3	4	6			
Отношение толщины пограничного слоя к диаметру отверстия δ/d	1,175	1,525	1,675			
Коэффициент расхода Q/Q_{exit}	0,21	0,15	0,08			

Таблица 2

У задней стенки видна обширная область высокого давления, появление которой вызвано наличием так называемого «барьерного» скачка [15]. Также данные показывают, что «барьерный» скачок не вызывает отрыва потока на поверхности сжатия. Это обусловлено тем, что скачок находится внутри отверстия (см. рис. 10). Такой вывод подтверждается экспериментальными данными, полученными для небольших сверхзвуковых скоростей (M = 1,27) [24].

Область повышенного давления с подветренной стороны способствует развороту потока вдоль продольной оси канала и образованию обширной циркуляционной области (рис. 10a, 10b), которая препятствует увеличению расхода. В результате основной расход воздуха проходит справа от оси симметрии, изображенной на рис. 10c штрих-пунктирной линией, у задней стенки, что подтверждает также анализ структуры выходной струи. Этот результат качественно согласуется со схемой течения (рис. 10a). Проведенные расчеты позволили получить осредненные значения расхода через выходное сечение цилиндрического канала слива Q_{exit} при числах Маха от 3 до 6 (см. табл. 2).

Отношение расходов на входе в отверстие к расходу на выходе Q/Q_{exit} определялось с использованием формулы [25]

$$Q = P_{0\delta} A \cdot M\left(\frac{\gamma}{RT_{0\delta}}\right)^{1/2} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}},$$

где A — площадь поперечного сечения канала, М — число Маха, $P_{0\delta}$ — давление торможения, $T_{0\delta}$ — температура торможения на границе пограничного слоя.

Полученные результаты качественно согласуются с известными экспериментальными данными для сверхзвуковых течений [25]. В дальнейшем результаты численного моделирования течения в каналах слива и расходные характеристики будут сопоставлены с экспериментальными данными для последующей верификации расходных характеристик, определения оптимального, с точки зрения расхода, взаимного расположения отверстий и угла их наклона по отношению к набегающему потоку.

Заключение

Численное моделирование обтекания модели носовой части воздухозаборника показало, что выбранный подход позволяет с приемлемой точностью определять параметры потока и структуру течения при обтекании сверхзвуковым потоком тела сложной трехмерной конфигурации. Основные выводы, которые можно сделать из проведенного численного моделирования и проведенных экспериментов, следующие.

 Установлено, что при обтекании носовой части гиперзвукового воздухозаборника со сложным трехмерным притуплением в плоскости симметрии образуются продольные вихревые структуры, которые оказывает влияние на распределение давления как в продольном, так и трансверсальном направлениях по всей длине носовой части, что оказывает существенное воздействие на условия течения в каналах слива пограничного слоя и влияет на эффективность этого способа управления потоком. 2. Показано, что происходит снижение статического давления вниз по потоку, которое зависит от числа Маха. При числах Маха M = 3 и M = 4 оно составляет примерно 13 %, при M = 6 — около 5 %. Данный эффект обусловлен растеканием потока и образованием вихря в плоскости симметрии модели, существование которых подтверждают полученные экспериментальные данные.

3. Расчет внешнего обтекания носовой части воздухозаборника свидетельствует, что для исследованного диапазона чисел Маха может быть реализовано звуковое течение (сверхзвуковой перепад давления) в каналах слива пограничного слоя, что позволяет обеспечить максимальный расход воздуха через каналы слива.

4. Получено, что в малоразмерном цилиндрическом канале слива при сверхзвуковой скорости внешнего потока реализуется сложная трехмерная структура течения с зонами отрыва потока и высоким уровнем неравномерности давления. Это приводит к снижению коэффициента расхода канала слива.

Список литературы

- 1. Jackson K.R., Gruber M.R., Buccellato S. Mach 6–8+ hydrocarbon-fueled scramjet flight experiment: the HIFiRE flight 2 project // J. Propulsion and Power. 2015. Vol. 31, No. 1. P. 36–53.
- Herrmann D., Gulhan A. Experimental Analysis of inlet characteristics of an airbreathing missile with boundarylayer bleed // J. Propulsion and Power. 2015. Vol. 31, No. 1. P. 170–179.
- 3. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Численное моделирование условий реализации режимов течения в сверхзвуковых осесимметричных конических воздухозаборниках внутреннего сжатия // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 5. С. 567–580.
- Гунько Ю.П., Мажуль И.И. К вопросу о запуске лобовых осесимметричных воздухозаборников в импульсных аэродинамических трубах // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 3. С. 381–394.
- Van Wie D.M. Scramjet inlets, scramjet propulsion // Progress in Astronautics and Aeronautics. 2000. Vol. 189. Res. VA, AIAA. P. 447–511.
- 6. Falempin F., Firsov A.A., Yarantsev D.A., Goldfeld M.A., Timofeev K., Leonov S.B. Plasma control of shock wave configuration in off-design mode of M = 2 inlet // Experiments in Fluids. 2015. Vol. 56, No. 3. P. 54–62.
- 7. Seddon J., Goldsmith E.L. Intake aerodynamics, 2nd ed. // AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, 1999.
- 8. Davis D.O., Vyas M., Slater J. Research on supersonic inlet bleed // AIAA Paper. 2012. No. 2012-027. 19 p.
- Hamed A., Shang J.S. Survey of validation data base for shockwave boundary-layer interactions in supersonic inlets // J. Propulsion and Power. 1991. Vol. 7, No. 4. P. 617–628.
- 10. Slater J.W. Improvements in modeling 90° bleed holes for supersonic inlets // AIAA Paper. 2009. No. 2009–07102009. 12 p.
- Willis B.P., Davis D.O., Hingst W.R. Flow Coefficient behavior for boundary-layer bleed holes and slots // AIAA Paper. 1995. No. 95-0031. 15 p.
- Eichorn M.B., Barnhart P.J., Davis D.O., Vyas M.A., Slater J.W. Effect of boundary-layer bleed hole inclination angle and scaling on flow // AIAA Paper. 2013. No. 2013–0424.
- Kim G., Choe Y., Kim C. Accuracy improvement of the bleed boundary condition with the effects of porosity variations and expansion waves // J. Computational Fluids Engng. 2016. Vol. 21, No. 2016. P. 94–102.
- Benhachmi D., Greber I., Hingst W. Experimental and numerical investigation of an oblique shock wave/boundary layer interaction with continuous suction // AIAA Paper. 1989. No. 89–0357. 10 p.
- Rimlinger M.J., Shih T.I-P., Chyu W.J. Shock-wave/boundary-layer interactions with bleed through rows of holes // J. Propulsion and Power. 1996. Vol. 12, No. 2. P. 217–224.
- Morell A., Hamed A. The effect of shock interactions on bleed rates in supersonic flow // Proceedings of 22nd Int. Symp. on Air Breathing Engines (ISABE XXII), 2015, Phoenix, USA. 2015. Conf. Paper. No. 2015–20269.
- Hamed A., Li Z., Manavasi S., Nelson C. Flow caracteristics through porous bleed in supersonic turbulent boundary layers // AIAA Paper. 2009. No. 2009–1260. 15 p.
- Ghosh S., Choi J., Edwards J. Simulation of shock/boundary-layer interactions with bleed using immersedboundary methods // J. Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, No. 2. P. 203–211.
- 19. Oosthuizen P.H., Carscallen W.E. Introduction to compressible fluid flow. CRC Press, 2013. 580 p.
- Lee J., Paynter G.C. Modified Spalart-Allmaras one-equation turbulence model for rough wall boundary layers // J. Propulsion and Power. 1996. Vol. 12, No. 4. P. 809–812.

- Herrmann D., Blem S., Gulhan A. Experimental study of boundary-layer bleed impact on ramjet inlet performance // J. Propulsion and Power. 2011. Vol. 27, No. 6. P. 1186–1195.
- **22.** Запрягаев В.И., Мажуль И.И., Максимов А.И. Исследование поля течения в рабочей части аэродинамической трубы Т-313 при М = 7 // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 2. С. 166–180.
- 23. Ansys Fluent Tutorial Guide / ANSYS Inc. Southpointe, 2016. 1236 p.
- 24. Morell A., Hamed A. Supersonic expansion based model for 3-d flow through bleed hole rows // AIAA Paper. 2013. No. 2013–0426. 11 p.
- 25. Slater J.W., Saunders J.D. Modeling of fixed-exit porous bleed systems for supersonic inlets // J. Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, No. 2. P. 193–202.

Статья поступила в редакцию 7 марта 2019 г.,

после доработки — 15 мая 2019 г.,

принята к публикации 4 июня 2019 г.