DOI: 10.15593/2224-9982/2017.50.02

УДК 533.6.07, 533.6.08

Б.И. Гутов, В.И. Звегинцев, А.Ю. Мельников

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения РАН, Новосибирск, Россия

ВЛИЯНИЕ ТЕПЛОПОДВОДА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ НА ТЕЧЕНИЕ В ДИФфуЗОРЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

Представлены результаты численного исследования перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника прямооточного воздушно-реактивного двигателя при изменении противодавления за счет теплоподвода в камере сгорания. Рассматривались два варианта осесимметричного диффузора с большими углами раскрытия: $\Theta = 10^\circ$ и $\Theta = 90^\circ$. Получены картины течения в зависимости от геометрических параметров диффузора и от теплоподвода. Течение в диффузоре с углом раскрытия $\Theta = 10^\circ$ соответствует псевдоскачковому режиму течения с отрывными зонами в пограничном слое. Течение в диффузоре с углом раскрытия $\Theta = 90^\circ$ соответствует струйному течению в канале. Несмотря на принципиально различные режимы течения, характеристики потока на длине более 8–10 калибров одинаковы. Проведен анализ влияния противодавления за счет подвода тепла на характеристики перехода (потери полного давления, статическое давление, числа Маха и др.). Показано, что при использовании диффузора с большими углами раскрытия полное давление в камере сгорания может изменяться от 2,7 до 2,9 раза, не оказывая влияния на течение в горле и, соответственно, на течение в воздухозаборнике.

Ключевые слова: численное моделирование, сверхзвуковой воздухозаборник, диффузор, псевдоскачок, камера сгорания, теплоподвод, дросселирование, геометрические и тепловые воздействия.

B.I. Gutov, V.I. Zvegintsev, A.Yu. Melnikov

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation

INFLUENCE OF THE HEAT SUPPLY IN THE COMBUSTION CHAMBER ON THE FLOW IN THE DIFFUSER OF THE SUPERSONIC AIR INTAKE

The results of a numerical study of the transition from supersonic to subsonic flow in the diffuser of ramjet the supersonic air intake with a change of the counterpressure due to heat supply in the combustion chamber are shown. Two versions of an axisymmetric diffuser with large opening angles were considered: $\Theta = 10^\circ$ and $\Theta = 90^\circ$. The flow fields depending from the geometric parameters of the diffuser and the heat supply are obtained. The flow in the diffuser with the opening angle $\Theta = 10^\circ$ corresponds to the pseudo-shock flow regime with tear-off zones in the boundary layer. The flow in the diffuser with an opening angle $\Theta = 90^\circ$ corresponds to the jet stream in the channel. Despite the fundamentally different flow regimes, flow characteristics over a length of more than 8 to 10 gauges are the same. The effect of counterpressure due to heat supply to the characteristics of transition (total pressure loss, static pressure, Mach numbers, etc.) is analyzed. It is shown that when using a diffuser with large opening angles, the counterpressure in the combustion chamber can vary from 2.7 to 2.9 times without affecting the flow in the throat and, accordingly, the flow in the air intake.

Keywords: numerical simulation, supersonic air intake, diffuser, pseudoshock, combustion chamber, heat supply, throttling, geometric and thermal effects.

Введение

Для торможения высокоскоростного потока воздуха, набегающего на воздушно-реактивный двигатель, используют воздухозаборники, которые оказывают геометрическое воздействие на поток и уменьшают число Маха захватываемого сверхзвукового потока (вплоть до дозвуковых значений) на входе в камеру сгорания. Проблема взаимодействия воздухозаборника и камеры сгорания является одной из ключевых проблем при создании прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Известно, что повышение давления при горении топлива в дозвуковой камере сгорания передается вверх против течения и может вызвать уменьше-

ние расхода воздуха и полного давления в воздухозаборнике, что нарушает режим работы двигателя и снижает его тяговые характеристики [1, 2].

Экспериментальным, теоретическим и численным исследованиям сверхзвуковых течений в каналах с псевдоскачком посвящено большое количество теоретических и практических работ [3–11]. При этом большинство исследований связано с течениями в цилиндрических или в слегка расширяющихся (с углом $1\text{--}4^\circ$) каналах, которые рассматриваются в качестве диффузоров (изоляторов) для сверхзвуковых воздухозаборников. Рекомендуемая длина таких изоляторов достигает 20–30 калибров [5], в которых допустимое изменение полного давления за счет перемещения псевдоскачка не превышает 25–35 % [10, 11]. В то же время известно, что полное давление в камере сгорания может увеличиться примерно в 2,5 раза [12]. Цилиндрические и слегка расширяющиеся изоляторы имеют большую длину и не всегда обеспечивают изоляцию воздухозаборника от камеры сгорания в потребном диапазоне изменения противодавления.

В работе [12] представлены результаты численного исследования перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника ПВРД при изменении противодавления в камере сгорания путем геометрического воздействия на поток (геометрическое дросселирование канала). Рассматривались два варианта осесимметричного диффузора с большими углами раскрытия: $\Theta = 10^\circ$ и $\Theta = 90^\circ$ при соотношении площадей поперечных сечений камеры сгорания и горла равном четырем. Показано, что использование диффузора с большими углами раскрытия позволяет изменять полное давление в камере сгорания в три раза, не изменяя течение на входе в горло и, соответственно, течение в воздухозаборнике.

В отличие от работы [12] в настоящей работе представлены результаты численного исследования перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника ПВРД при изменении противодавления в камере сгорания за счет теплового воздействия на поток в камере сгорания (тепловое дросселирование канала)

Постановка задачи

В работе выполняется численное моделирование течения во внутренних каналах ПВРД от входа в горло воздухозаборника до выхода из камеры сгорания, различающихся углами раскрытия диффузора. Исследуются особенности течения в каналах с большими углами раскрытия диффузора (вплоть до 90°) в зависимости от величины теплоподвода в камере сгорания. Теплоподвод осуществляется равномерно по объему между двумя заданными сечениями камеры сгорания. Определяется диапазон возможного изменения теплоподвода в камере сгорания, в котором создаваемое противодавление не оказывает влияния на работу воздухозаборника.

Описание геометрии каналов

Для исследования были выбраны две осесимметричные конфигурации каналов (рис. 1), близкие к таковым из работы [12], состоящие из начального цилиндрического участка длиной $L/d = 2$, имитирующего горло воздухозаборника, диффузора длиной $L/d = 8,8$ с углами раскрытия 10 и 90° , цилиндрического участка длиной $L/d = 10$ (камеры сгорания). При угле раскрытия 90° диффузор представляет собой цилиндр с уступом. Отношение площади поперечного сечения камеры сгорания к площади поперечного сечения горла равно $F_{к.с}/F_{г} = 4,0$. Схемы каналов и характерные относительные размеры и сечения приведены на рис. 1, а и 1, б (модели 1 и 2).

Рис. 1. Модели исследуемых каналов: a – угол раскрытия диффузора $\Theta = 10^\circ$ (модель 1); $б$ – угол раскрытия диффузора $\Theta = 90^\circ$ (модель 2); 1 – горло воздухозаборника; 2 – диффузор; 3 – камера сгорания

Ось X совпадает с осью симметрии моделей и направлена вниз по потоку, ось R направлена перпендикулярно к оси X , начало координат лежит в плоскости входа в горло.

Метод расчета

Для изучения поведения вязкого сверхзвукового потока в канале проведено численное моделирование вязкого течения с теплоподводом в камере сгорания ПВРД. Трехмерная модель канала строилась в программном комплексе САПР SolidWorks. Далее эта модель импортировалась в стандартный построитель расчетных сеток ANSYS Meshing.

Расчетная область ограничивалась плоскостью симметрии на нижней границе и верхней, правой и левой границами, находящимися на значительном удалении от модели. На входной границе задавались начальные условия в виде числа Маха и статического давления, на выходной – статическое давление и полная температура, соответствующие набегающему потоку. На стенке канала ставились условия прилипания (обращения в нуль компонент скорости). Стенка предполагалась адиабатической. Исследовалась стационарная модель течения. Для задания теплоподвода в модели канала создавалась отдельная область (рис. 1), в которой указывался необходимый по величине подвод энергии (величины энергии приведены в таблице). В начале расчета вся расчетная область заполнялась потоком, соответствующим условиям в набегающем потоке.

Расчеты выполнялись путем интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого газа с помощью постпроцессора ANSYS Fluent. В качестве модели турбулентности была выбрана модель $k-\omega$ SST. Модель SST – гибридная модель, в пристеночной области используется $k-\omega$ -модель турбулентности, во внешнем же потоке используется $k-\epsilon$ -модель. Расчет производился с использованием конечно-объемной схемы, основанной на решении уравнения для плотности (Density-Based). От сечения $X/d = 10,8$ до $X/d = 20,8$ производился теплоподвод с различными величинами подводимой энергии.

Результаты расчетов

Расчеты течения в каналах моделей 1 и 2 (см. рис. 1) проведены при числе Маха потока на входе в горло $M = 2$, полном давлении $p_{0H} = 500\,000$ Па и температуре торможения $T_{0H} = 300$ К для вариантов теплоподвода, указанных в таблице, где $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$ – отношение энталь-

пии воздуха на выходе (сечение 30) и входе (сечение 0) канала, N – величина подводимой тепловой мощности. Теплоподвод осуществлялся равномерно по объему камеры сгорания между сечениями $X/d = 10,8$ и $X/d = 20,8$ (см. рис. 1).

Рассчитываемые варианты

Параметры	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
N , кВт	0	10	20	30	40	96	200	400	600	800	1000	1200
$I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$	1,0	1,095	1,19	1,28	1,38	1,91	2,91	4,83	6,74	8,66	10,57	12,49
$p_0/p_{0\text{Н}}$ $\Theta = 10^\circ$	0,7667	0,7618	0,7452	0,7549	0,7620	0,2535	0,3184	0,4170	0,4965	0,5631	0,6257	0,6681
$p_0/p_{0\text{Н}}$ $\Theta = 90^\circ$	0,2947	0,2954	0,2791	0,1993	0,2083	0,2573	0,3229	0,3948	0,4968	0,5592	0,6180	0,6406

Типичные расчетные картины течения (изобары) в рассматриваемых каналах показаны на рис. 2. Распределение среднемассовых параметров течения по длине каналов для различных значений теплоподвода показано на рис. 3. На рис. 3, *а* и *б* приведены распределения по длине канала среднемассовых величин чисел Маха, а на рис. 3, *в* и *г* – потери полного давления в канале $p_0/p_{0\text{Н}}$ для различных значений теплоподвода (цифрами в таблице указаны варианты расчета и соответствующие величины $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$).

Видно, что для модели 1 ($\Theta = 10^\circ$) при отсутствии теплоподвода ($I_{0\text{вых}} = I_{0\text{вх}}$) псевдоскачок не возникает и поток по всей длине канала остается сверхзвуковым (кривая 1 на рис. 3, *а*). По мере увеличения теплоподвода число Маха и полное давление уменьшаются в области подвода тепла (кривые 2, 3, 4), однако течение остается сверхзвуковым. При $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 1,38$ (кривая 5 на рис. 3, *а*) течение на входе в камеру сгорания сверхзвуковое, однако в камере сгорания наблюдается дозвуковая зона, т.е. возникает псевдоскачок. При дальнейшем увеличении теплоподвода число Маха продолжает уменьшаться и становится дозвуковым на входе в камеру сгорания. При этом головная часть псевдоскачка плавно перемещается навстречу потоку и при $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 6,74$ находится в горле канала (рис. 2, *в*, кривая 9 на рис. 3, *а*), а при $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 10,57$ – вблизи входа в горло (кривая 11). Следующий вариант расчета ($I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 12,49$) показывает, что появилась выбитая головная волна (кривая 12). Это означает нарушение расчетного режима течения в воздухозаборнике, при этом течение вдоль всего канала дозвуковое. Диапазон изменения отношения полных давлений $p_0/p_{0\text{Н}}$ в сечении входа в камеру сгорания (в сечении 23), при котором псевдоскачок находится в канале, составляет 0,22–0,63, при этом отношение $p_0/p_{0\text{Н}}$ возрастает с увеличением теплоподвода, т.е. рассмотренный диффузор с углом раскрытия $\Theta = 10^\circ$ допускает изменение полного давления в камере сгорания в 2,86 раза, которое не передается в горло и не оказывает влияния на работу воздухозаборника.

Для модели 2 ($\Theta = 90^\circ$) при отсутствии теплоподвода ($I_{0\text{вых}} = I_{0\text{вх}}$) поток по всей длине канала остается также сверхзвуковым (кривая 1 на рис. 3, *б*), однако число Маха на значительной части длины канала близко к числу Маха в горле канала (равно примерно двум), в отличие от течения в модели 1. По мере увеличения теплоподвода число Маха и полное давление уменьшаются в области подвода тепла (кривые 2, 3 на рис. 3, *б*), однако течение остается сверхзвуковым на входе в камеру сгорания. При $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 1,28$ и 1,38 наблюдается струйный характер течения вниз по потоку за выходом из горла с образованием висячего скачка и диска Маха (рис. 2, *б* и кривые 4 и 5 на рис. 3, *б*). Диск Маха в данном случае по существу является головной частью псевдоскачка [4, 5], в котором, как известно, происходит переход сверхзвукового течения в дозвуковое. При дальнейшем росте теплоподвода псевдоскачок продолжает перемещаться навстречу потоку. При $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 6,74$ псевдоскачок находится в горле канала (рис. 2, *в*,

Рис. 2. Изобары течения в каналах моделей 1 и 2 при различных величинах теплоподвода:
a – угол $\Theta = 10^\circ$, теплоподвод 1,38; *б* – угол $\Theta = 90^\circ$, теплоподвод 1,38; *в* – угол $\Theta = 10^\circ$,
 теплоподвод 6,74; *г* – угол $\Theta = 90^\circ$, теплоподвод 6,74

Рис. 3. Распределение по длине каналов среднemasовых параметров течения для различного теплоподвода: а, б – модель 1; $\Theta = 10^\circ$; в, г – модель 2; $\Theta = 90^\circ$, цифрами указан вариант расчета в соответствии с таблицей, 1 – горло воздухозаборника; 2 – диффузор; 3 – камера сгорания

кривая 9 на рис. 3, *з*), а при $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 8,66$ – вблизи входа в горло (кривая 10). Следующий вариант расчета ($I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 10,57$) показывает, что появилась выбитая головная волна (кривая 11). Это свидетельствует о нарушении расчетного режима течения в воздухозаборнике. Таким образом, для модели 2 диапазон изменения полного давления в сечении 23 составляет 0,20–0,55, т.е. рассмотренный диффузор с углом раскрытия $\Theta = 90^\circ$ допускает изменение полного давления в камере сгорания в 2,7 раза.

На рис. 4 показано распределение среднемассовых чисел Маха по длине моделей 1 и 2 для двух значений $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$. Незначительные отличия в распределениях M в зависимости от Θ наблюдаются только на участке от входа в диффузор до сечения $X/d < 10$, при $X/d \geq 10$ (в камере сгорания) газодинамические параметры потока практически совпадают. Это означает, что параметры потока в большом диапазоне $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$ не зависят от угла раскрытия Θ .

Рис. 4. Распределение по длине среднемассовых чисел M для различных значений теплоподвода: *а* – $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 2,91$; *б* – $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = 6,74$; $\Theta = 10^\circ$ – кружочки; $\Theta = 90^\circ$ – треугольники; 1 – горло воздухозаборника; 2 – диффузор; 3 – камера сгорания

В работах [13, 14] исследовано в одномерной постановке течение в канале при воздействии на поток различных факторов, таких как изменение площади поперечного канала, теплоподвод, трение и др. Получена система основных дифференциальных уравнений закона обращения воздействий на течение для скорости, давления, плотности и температуры. Достаточно подробно рассмотрены различные изолированные воздействия на течение в канале. Используя предложенный подход к разделению различных воздействий, сравним результаты настоящей работы при тепловом воздействии на поток с результатами расчетов [12], полученных при геометрическом воздействии на течение в аналогичных каналах.

Полагая, что эффект теплового воздействия на поток может быть аналогичным эффекту геометрического воздействия (близости или даже совпадению основных параметров течения), сопоставим параметры течения на входе в камеру сгорания (в сечении $X/d = 23$). Для этого на рис. 5, *а* представлена зависимость степени геометрического дросселирования F_c/F_r (отношение площади критического сечения сопла к площади поперечного сечения горла) от потерь полного давления p_0/p_{0H} в сечении входа в камеру сгорания [12]. На рис. 5, *б* приведена зависимость теплоподвода $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$ также от потерь полного давления на входе в камеру сгорания (настоящая работа). Из сравнения этих рисунков видна связь между величинами теплового и геометрического воздействий на течение в канале в параметрическом виде, где параметром являются потери полного давления. Исключив этот параметр, получаем представленную на рис. 6 (кривая 1) связь между воздействиями $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$ и F_c/F_r , приводящими к одинаковому результату. По характеру кривой 1 видно, что такая зависимость может быть описана гиперболической функцией. Представим аппроксимирующую зависимость в виде

$$I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}} = k/(F_c/F_r)^2,$$

где k – коэффициент пропорциональности, определяемый из условия выполнения равенства в произвольной точке кривой I . На рис. 6 нанесена аппроксимирующая кривая 2, вычисленная по данной формуле при $k = 10$.

Рис. 5. Связь теплового I_{0vkh}/I_{0vx} (а) и геометрического F_c/F_r (б) воздействий с потерями полного давления на входе в камеру сгорания

Рис. 6. Взаимосвязь теплового I_{0vkh}/I_{0vx} и геометрического F_c/F_r воздействий при одинаковых потерях полного давления на входе в камеру сгорания

Формула может быть использована для определения взаимного соответствия величин I_{0vkh}/I_{0vx} и F_c/F_r , при которых различные воздействия создают одинаковые потери полного давления в канале. На рис. 7 приведено сравнение распределений полного давления при геометрическом воздействии $F_c/F_r = 2,0$ и тепловом воздействии $I_{0vkh}/I_{0vx} = 2,91$ в канале (модель 2, $\Theta = 90^\circ$). Графики показывают, что распределения полного давления, начиная от входа в горло вплоть до входа в камеру сгорания, практически одинаковы при подборе соответствующих величин теплового и геометрического воздействий по формуле. В таблице приведены значения p_0/p_{0H} в сечении входа в камеру сгорания для $\Theta = 10^\circ$ и $\Theta = 90^\circ$, видно, что они близки при $I_{0vkh}/I_{0vx} \geq 1,9$ для обеих моделей.

Рис. 7. Распределение по длине каналов среднemasсовых значений полного давления при тепловом (пунктирная кривая) и геометрическом (сплошная кривая из работы [12]) воздействиях

Заключение

В работе с использованием результатов численного моделирования были исследованы особенности течения в двух моделях участка тракта ПВРД, включающего горло воздухозаборника, диффузор и камеру сгорания при числе Маха на входе в горло $M = 2$, полном давлении $p_{0н} = 500\,000$ Па и температуре торможения $T_{0н} = 300$ К в диапазоне изменения относительного теплоподвода $I_{0вых}/I_{0вх} = 1 \dots 12,49$. Анализ полученных результатов расчетов позволяет сделать следующие выводы:

1. При отсутствии теплоподвода ($I_{0вых} = I_{0вх}$) для обеих моделей по всей длине канала течение сверхзвуковое (псевдоскачка нет). По мере увеличения теплоподвода в диффузоре возникает псевдоскачок, который переводит сверхзвуковое течение в дозвуковое, а его головная часть перемещается против течения, входит в цилиндрическую часть горла и при значениях $I_{0вых}/I_{0вх} = 10,5 \dots 12,5$ выходит вперед за пределы горла. Перед входом в горло появляется головной скачок уплотнения (выбитая волна).
2. Различия газодинамических величин (потерь полного давления, статического давления, чисел Маха) у двух моделей с различными углами раскрытия на входе в камеру сгорания незначительны.
3. Рассмотренные диффузоры с большими углами раскрытия ($\Theta = 10^\circ$ и $\Theta = 90^\circ$) допускают изменение полного давления в камере сгорания в 2,7–2,9 раза, которое не передается в горло и не оказывает влияния на работу воздухозаборника, тем самым обеспечивая возможность авторегулирования полного давления перед входом в камеру сгорания.
4. По результатам расчетов установлено соотношение между тепловым воздействием и геометрическим воздействием на течение в канале, при соблюдении которого потери полного давления в диффузоре совпадают.

Библиографический список

1. Шихман Ю.М., Виноградов В.А., Кашкин Ю.Ф. Воздухозаборники ГПВРД / под ред. Ю.М. Шихмана // Аналитический обзор № 422 / Центр. ин-т авиац. моторостроения. – М., 2005. – 47 с.
2. Classification of combustor–inlet interactions for airbreathing ramjet propulsion / Tao Cui, Yong Wang, Kai Liu and Jianren Jin // AIAA Journal. – 2015. – August. – Vol. 53, № 8. – P. 2237–2255.
3. Гурьев В.Г., Трифонов А.К. Псевдоскачок в простейшем воздухозаборнике в виде цилиндрической трубы // Ученые записки ЦАГИ. – 1976. – Т. VII, № 1. – С. 130–138.

4. Гурылев В.Г., Трифонов А.К. Переход сверхзвукового течения в дозвуковое в трубе с расширяющимся начальным участком // Ученые записки ЦАГИ. – 1980. – Т. XI, № 4. – С. 80–89.
5. Пензин В.И. Торможение сверхзвукового потока в каналах / Центр. ин-т авиац. моторостроения. – М., 2012. – 158 с.
6. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах / О.В. Гуськов, В.И. Копченков, И.И. Липатов, В.Н. Острас, В.П. Старухин. – М.: Физматлит, 2008. – 164 с.
7. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows // *Progress in Aerospace Science*. – 1999. – № 35. – P. 33–100.
8. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Псевдоскачок в осесимметричном расширяющемся канале лобового воздухозаборника // *Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: тез. докл. XV шк.-семинара СибНИА*, 1–3 марта 2017 г. – Новосибирск, 2017. – С. 21–23.
9. Om Prakash Raj N., Venkatasubbaiah K. A new approach for the design of hypersonic scramjet inlets // *Physics of Fluids*. – 2012. – Vol. 24. – № 086103.
10. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Supersonic flow deceleration in a long cylindrical channel with pseudoshock formation (Экспериментальное исследование вязкого сверхзвукового течения в длинном канале с образованием псевдоскачка) // *AIP Conference Proceedings*. – 2016. – Vol. 1770. – № 030007. – 7 p. DOI: 10.1063/1.4963949
11. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock // *International Conference on Measurement and Test Methodologies, Technologies and Applications (MTMTA2016)*. April 24–25, 2016 in Phuket, Thailand. – DEStech Publications, Inc., 2016. – P. 259–264.
12. Гутов Б.И., Звегинцев В.И., Мельников А.Ю. Влияние противодавления на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. – 2017. – № 49. – С. 18–28.
13. Вулис Л.А. Термодинамика газовых потоков. – М.: Госэнергоиздат, 1950. – С. 304.
14. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.

References

1. Shikhman Y.M., Vinogradov V.A., Kashkin Yu.F. Vozdukhoborniki GPVRD [Air intakes of the SSP]. Ed. Yu.M. Shikhman. *Analytical review* № 422. Moscow, CIAM, 2005. 47 p.
2. Tao Cui, Yong Wang, Kai Liu and Jianren Jin. Classification of Combustor-Inlet Interactions for Airbreathing Ramjet Propulsion. *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 8, August 2015. P. 2237-2255.
3. Gurylev V.G., Trifonov A.K. Pseudoskachok v prosteyshem vozdukhobornike v vide tsilindricheskoy truby [Pseudo in a simple air intake in the form of a cylindrical tube]. *Scientific notes TsAGI*, vol. VII, No. 1, 1976. p. 130-138.
4. Gurylev V.G., Trifonov A.K. Perekhod sverkhzvukovogo techeniya v dozvukovoye v trube s rasshiryayushchimsya nachal'nym uchastkom [Transition of supersonic flow into subsonic flow in a pipe with an expanding initial section]. *Scientific notes TsAGI*, T. XI, No. 4, 1980. – p. 80-89.
5. Penzin V.I. Tormozheniye sverkhzvukovogo potoka v kanalah [Supersonic flow braking in the channels]. M. *TsAGI*. 2012. – 158 pp.
6. Guskov O.V., Kopchenov V.I., Lipatov I.I., Ostras V.N., Starukhin V.P. Protsessy tormozheniya sverkhzvukovykh techeniy v kanalah [The processes of deceleration of supersonic flows in channels]. Moscow: Fizmatlit. 2008. 164 p
7. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows. *Progress in Aerospace Science*. 1999 (35). P. 33-100.
8. Gunko Yu.P., Mazhul I.I. Pseudoskachok v osesimmetrichnom rasshiryayushchemsya kanale lobovogo vozdukhobornika [Pseudo in the axisymmetric expanding channel of the front air intake]. *Abstracts of the XV School-Seminar of SibNIA "Aerodynamics and Dynamics of the Flight of Aircraft"*, March 1-3, 2017 Novosibirsk. Pp. 21-23.
9. N. Om Prakash Raj and K. Venkatasubbaiah. A new approach for the design of hypersonic scramjet inlets. *Physics of Fluids*, 24, 086103, 2012.
10. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Supersonic Flow Deceleration in a Long Cylindrical Channel with Pseudoshock Formation. *AIP Conference Proceedings* 1770, 030007 (2016); DOI: 10.1063/1.4963949. 7 p.

11. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock. *International Conference on Measurement and Test Methodologies, Technologies and Applications (MTMTA2016)*. April 24-25, 2016 in Phuket, Thailand. DEStech Publications, Inc. P. 259-264.

12. Gutov B.I., Zvegintsev V.I., Melnikov A.Yu. Vliyanie protivodavleniya na techenie v diffuzore sverkhzvukovogo vozduhozabornika [Influence of back pressure on the flow in the diffuser of a supersonic air inlet] Perm, *Vestnik PNIPU Aerospace Engineering*, № 49, 2017, pp. 18-28.

13. Vulis L.A. Termodinamika gazovih potokov [Thermodynamics of gas flows] *Gosenergoizdat*, Moscow, p. 304. (1950)

14. Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics] *publishers "Science"*, Moscow, p. 824 (1969)

Об авторах

Гутов Борис Иванович (Новосибирск, Россия) – кандидат технических наук, ведущий инженер, лаборатория № 5 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/18).

Звегинцев Валерий Иванович (Новосибирск, Россия) – доктор технических наук, главный научный сотрудник, лаборатория № 5 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/18, e-mail: zvegin@itam.nsc.ru).

Мельников Алексей Юрьевич (Новосибирск, Россия) – младший научный сотрудник, лаборатория № 5 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/18, e-mail: akcil@mail.ru).

About the authors

Boris I. Gutov (Novosibirsk, Russian Federation) – Ph.D. in Technical Sciences, Leading Engineer, Laboratory No. 5, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation).

Valery I. Zvegintsev (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Head Researcher, Laboratory No. 5, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: zvegin@itam.nsc.ru).

Aleksey Yu. Melnikov (Novosibirsk, Russian Federation) – Junior Researcher, Laboratory No. 5, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: akcil@mail.ru).

Получено 17.03.2017