DOI: 10.15593/2224-9982/2019.56.02

УДК 533.6.011.5:533.697.23

И.И. Мажуль^{1, 2}, Ю.П. Гунько¹

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
Новосибирск, Россия

² Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Россия

СОПОСТАВЛЕНИЕ ТЕЧЕНИЙ С ПСЕВДОСКАЧКОМ В РАСШИРЯЮЩИХСЯ ДИФFUЗОРАХ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО И ПЛОСКОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ВНУТРЕННЕГО СЖАТИЯ

Представлены результаты сравнительного численного исследования течений в каналах осесимметричного и плоского воздухозаборников внутреннего сжатия при числе Маха набегающего потока $M = 6$. Рассмотрены условия течений с формированием псевдоскачка в расширяющихся диффузорах за горлом воздухозаборника. Геометрия воздухозаборников обеспечивала примерно одинаковые среднемассовые значения чисел Маха в начальном сечении диффузора.

Численные расчеты проведены методом установления на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Рассчитывалось течение идеального газа (воздуха) с постоянной температурой торможения. Стенки воздухозаборника предполагались адиабатическими.

Исследована структура потока в каналах воздухозаборников, определены интегральные характеристики псевдоскачка в зависимости от противодавления на выходе из диффузора, которое задавалось изменением площади проходного сечения дроссельного сопла. Определены характеристики изменения турбулентности потока в области псевдоскачка, в частности получено распределение турбулентной вязкости вдоль оси канала, которая возрастает в псевдоскачке, достигает максимума, а затем уменьшается по мере затухания диссипативных процессов. Это позволило определить длину псевдоскачка, соответствующую положению максимума этого распределения. Потери полного давления были оценены как для псевдоскачка, так и для воздухозаборников в целом. Было определено влияние уровня противодавления на положение псевдоскачка в диффузорах и на момент его перемещения вперед по потоку в горле воздухозаборника с последующим разрушением течения на входе.

Ключевые слова: сверхзвуковые осесимметричные и плоские воздухозаборники внутреннего сжатия, расширяющийся диффузор, течения с псевдоскачком.

I.I. Mazhul^{1, 2}, Yu.P. Gounko¹

¹ Khristianovitch Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the SB RAS,
Novosibirsk, Russian Federation

² Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation

COMPARISON OF PSEUDO-SHOCK FLOWS IN DIVERGENT DIFFUSERS OF AXISYMMETRIC AND TWO-DIMENSIONAL INLETS OF INTERNAL COMPRESSION

Results of a comparative numerical study of flows in axisymmetric and two-dimensional inlets flown by the supersonic free stream with Mach numbers $M = 6$ are presented. The flow conditions corresponded to forming a pseudo-shock wave downstream of the throat in the divergent diffuser of each inlet. It was assumed both the inlets provide nearly equal mass-averaged Mach numbers of the flows at the initial cross sections of the diffusers.

A Reynolds-averaged Navier–Stokes code and the $k-\omega$ SST turbulence model were applied to compute the flows. The problems were solved by the pseudo-unsteady method. The flows of an ideal gas (air) with the stagnation temperature constant everywhere were considered. The inlet walls were assumed to be adiabatic.

The flow patterns in the inlet ducts were obtained as well as overall characteristics of the pseudo-shock wave were determined depending on a backpressure value at the diffuser exit. The backpressure was changed by throttling the inlet duct with the use of an exit narrowing nozzle. Characteristics of varying the flow turbulization in the pseudo-shock region were computed. Specifically, the axial distribution of the turbulent viscosity was determined, which allowed to determine the total length of the pseudo-shock wave corresponding to the maximum of this distribution. The losses in the total pressure recovery were estimated as for the pseudo-shock wave, properly, and for the inlets, in general. It was determined the effect of the backpressure level on

the pseudo-shock wave position in the diffusers and on a moment of its shifting upstream into the inlet throat with subsequent breaking the inflow at the inlet entrance.

Keywords: supersonic axisymmetric and two-dimensional inlets of internal compression, divergent diffuser, flow with formation of pseudo-shock wave.

Введение

В процессе торможения сверхзвукового потока в каналах до дозвуковых скоростей возникает сложная система скачков уплотнения, обусловленная отрывным взаимодействием скачков уплотнения с пограничным слоем на стенках канала. Формирование этой системы скачков сопровождается образованием слоя смешения у стенок канала, в котором происходит основное рассеяние кинетической энергии и который постепенно заполняет все сечение потока с переходом от сверхзвуковых скоростей к дозвуковым. Эта система скачков с зонами смешения определяется как псевдоскачок. Псевдоскачок имеет место во многих практически важных устройствах, таких как воздухозаборники воздушно-реактивных двигателей (ВРД), диффузоры аэродинамических труб, сверхзвуковые эжекторы и др. Формирование псевдоскачка зависит как от параметров исходного потока, поступающего в канал (числа Маха, наличия развитого пограничного слоя, системы скачков уплотнения и т.п.), так и от формы собственно канала. Имеются многочисленные экспериментальные исследования псевдоскачка в каналах [1–11], однако они не дают возможности детального выявления особенностей структуры течения. Как правило, экспериментально доступны лишь измерения статического давления на стенках канала, полного давления в потоке и теневая визуализация скачков уплотнения в плоских течениях.

Использование численных методов расчета [10–15] дает возможность более детального исследования структуры течения в псевдоскачках. Некоторый обзор такого рода исследований можно найти в работах [10, 11]. В проведенных численных исследованиях основное внимание уделялось анализу волновой структуры, формирующейся в псевдоскачках, положению начала псевдоскачка, изучению характера продольного распределения давления на стенках канала. В то же время характеристики протяженности псевдоскачка или его сверхзвуковой части в большинстве случаев не рассматривались. Длина псевдоскачка определяет требуемую длину диффузора – изолятора между камерой сгорания и горлом воздухозаборника канала ВРД, в котором должно быть стабилизировано положение псевдоскачка, что предотвращает срыв течения в воздухозаборнике. Длинные диффузоры позволяют достичь этого, однако при этом увеличивается вес конструкции, возрастают потери, связанные с охлаждением диффузора и пр. Ввиду этого надежное определение длины псевдоскачка при различных начальных условиях и различной геометрии канала является важной задачей исследования течений в сверхзвуковых воздухозаборниках. Отметим, что общепринятый способ определения длины псевдоскачка по продольному распределению давления на стенке канала от точки его резкого возрастания (начала псевдоскачка) до точки максимума давления (конца псевдоскачка) применим лишь для каналов с постоянным поперечным сечением. В расширяющихся каналах максимум давления не имеет места и, соответственно, обычная методика не может быть использована. В работах [16, 17] авторами данной работы предложен подход к определению конца псевдоскачка, основанный на анализе характеристик турбулентности потока в области псевдоскачка, в частности по положению максимума турбулентной вязкости вдоль оси канала, что дает возможность определения длины псевдоскачка и в расширяющихся каналах. Этот подход был апробирован в сравнении с экспериментальными данными, и показана его применимость.

Целью настоящей работы является сравнительное исследование влияния формы поперечного сечения расширяющегося канала на характеристики псевдоскачка, в частности на длину псевдоскачка, в зависимости от противодавления в конце диффузора. В качестве объекта исследования рассмотрены два «предельных» случая, а именно осесимметричное и плоское течения с псевдоскачком, формирующиеся в каналах с расширяющимся диффузором, в осесимметричном и плоском воздухозаборниках соответственно. Имеющиеся исследования по влия-

нию формы канала на развитие псевдоскачка [5–7, 12–14] относятся, как правило, к каналам с постоянной площадью поперечного сечения и не ставили целью сравнительный анализ типов течения в псевдоскачке в зависимости от формы поперечного сечения канала.

Условия расчета

Осесимметричное течение с псевдоскачком рассматривалось на примере конфигурации, состоящей из осесимметричного воздухозаборника внутреннего сжатия в виде простой конической воронки, последующего цилиндрического горлового участка, расширяющегося диффузора и дроссельного сопла (рис. 1).

Рис. 1. Общая схема исследуемых конфигураций

Воздухозаборник имеет угол наклона внутреннего конуса входного участка $\delta_k = 10^\circ$, относительную длину горлового участка $\bar{L}_r = L_r/D_r = 3$, относительную длину диффузорного участка $\bar{L}_d = L_d/D_r = 20$ и угол его раскрытия $\theta_d = 2^\circ$. Относительная площадь горла принята равной $\bar{A}_r = A_r/A_0 = 0,15$, где A_0 – лобовая площадь воздухозаборника (площадь сечения входа). Диаметр входного сечения $D_0 = 1$ м. Величина $\bar{A}_r$ определена согласно работе [18] из условия неразрушения сверхзвукового течения в запущенном воздухозаборнике при числе Маха $M = 6$. Заметим, что воздухозаборник такого типа использовался в проекте экспериментального гиперзвукового летательного аппарата SCRAMSPACE [19] с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, рассчитанным на максимальное число Маха полета $M = 8$.

Плоское течение с псевдоскачком рассматривалось на примере аналогичной конфигурации, для которой принято условие, чтобы в обоих случаях среднemasовые значения чисел Маха $M_{ср}$ в начальном поперечном сечении диффузора были примерно одинаковы. В рассматриваемых далее условиях при числе Маха набегающего потока $M = 6$ для осесимметричного воздухозаборника получено $M_{ср} \approx 2,89$. Соответственно была подобрана геометрия плоского воздухозаборника внутреннего сжатия с увеличением угла начального клина до $\delta_k = 17^\circ$, и получено $M_{ср} \approx 2,82$. Все остальные геометрические параметры внутреннего канала, начиная с горлового участка, сохранены.

Степень дросселирования канала и создаваемое при этом противодавление в конце канала, обуславливающее возникновение и развитие псевдоскачка в диффузоре и его распространение вверх по потоку, определялось заданием относительной площади выходного сечения дроссельного сопла $\bar{A}_c = A_c/A_r$. Рассмотрен диапазон значений $\bar{A}_c$, который охватывает как режимы течения без образования псевдоскачка, так и режимы с разрушением сверхзвукового втекания в воздухозаборник.

Численные расчеты проведены методом установления на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST¹. Реализованная расчетная сетка имела $\sim 4 \cdot 10^5$ узлов и сгущение к стенкам канала. Это позволило обеспечить значения параметра $y^+ < 1$ на стенке и, соответственно, более надежный расчет взаимодействия скачков с пограничным слоем. Начальные условия на внешних границах и внутри расчетной области соответствовали параметрам невозмущенного набегающего пото-

¹ Fluent 6.3. Users Guide. Fluent Inc. Lebanon, USA.

ка, в выходном сечении канала – статическому давлению и температуре торможения набегающего потока. На стенках канала ставились условия прилипания, поверхность предполагалась адиабатической. Установление стационарного режима течения в ходе численного решения задачи контролировалось по равенству значений расхода воздуха во входном и выходном сечениях канала воздухозаборника, на режимах дросселирования – по достижению критического условия запирания неравномерного потока в дросселе, определяемого значением $\tilde{q}(M) = 1$ для интегральной функции приведенного расхода [20]. Примеры валидации используемой модели расчета при решении задач о течениях с псевдоскачком можно найти в работе [21].

Расчетные данные получены при числе Маха набегающего потока $M = 6$ и параметрах, соответствующих условиям полета в атмосфере при скоростном напоре $q = 42$ кПа, единичное число Рейнольдса $Re_1 = 3,1 \cdot 10^6$ 1/м.

Течение на начальном участке воздухозаборников

Рассмотрим особенности течения в начальных участках внутреннего сжатия осесимметричного и плоского воздухозаборников, которое в случае запущенного воздухозаборника не зависит от степени дросселирования канала и расположения псевдоскачка в диффузоре. Структура течения представлена на рис. 2 в виде распределения линий равных значений числа Маха (изомах).

Рис. 2. Течение на входе и в горле воздухозаборников: *а* – осесимметричный воздухозаборник, *б* – плоский воздухозаборник

Так, в случае осесимметричного течения (см. рис. 2, *а*) на передней кромке внутреннего конуса воздухозаборника возникает воронкообразный скачок уплотнения, угол наклона и интенсивность которого непрерывно увеличиваются по мере приближения к оси симметрии. Теоретически это должно приводить к нерегулярному отражению скачка от оси симметрии, образованию диска Маха с некоторым конечным поперечным размером и дозвуковым течением за ним и образованию отраженного скачка. Иными словами, в таком воздухозаборнике изначально должна формироваться Ψ -образная система скачков с повышенными потерями полного давления за диском Маха. Однако с увеличением скоростей полета (свыше $M > 4$) размеры диска Маха существенно уменьшаются и в рассматриваемом случае при $M = 6$ и $\delta_k = 10^\circ$ наблюдается «квазирегулярное» отражение начального скачка, т.е. размеры диска Маха, по-видимому, уже не разрешаются используемой расчетной сеткой. Заметим, что воздухозаборники внутреннего сжатия при больших числах Маха могут иметь приемлемые характеристики и быть перспективными для высокоскоростных летательных аппаратов с прямоточными ВРД [22].

В случае плоского воздухозаборника (см. рис. 2, *б*) имеет место регулярное отражение начального скачка уплотнения от оси симметрии, однако отраженный скачок индуцирует отрыв пограничного слоя на стенке горла канала, который локализуется вблизи угловой точки. В каналах обоих рассматриваемых воздухозаборников формируется система последовательных,

отражающихся от оси (плоскости симметрии) и от стенки скачков. Среднемассовое значение числа Маха на выходе из цилиндрического горлового участка осесимметричного воздухозаборника $M_{cp} \approx 2,89$, плоского – $M_{cp} = 2,82$.

Структура течения в области псевдоскачка

Пример структуры течения в псевдоскачке для плоского воздухозаборника (при $\bar{A}_c \approx 1$) в виде распределения линий равных значений числа Маха, интенсивности турбулентности и турбулентной вязкости приведен на рис. 3. Здесь начиная с отрывных скачков, возникающих при $x_{отр} \approx 2,89$ м, возникает система падающих на ось симметрии и отраженных от нее скачков уплотнения, при этом в псевдоскачке формируется струя с бочкообразными структурами, которая отделена отрывной зоной от стенки канала. Эта зона имеет замкнутый характер, ее начало и конец могут быть определены по распределению поверхностных напряжений трения на стенке диффузора. На рис. 3 показана линия тока, ограничивающая отрывную зону, она исходит из точки отрыва ($x_{отр} \approx 2,89$ м) и приходит в точку присоединения пограничного слоя ($x_{прис} \approx 7,67$ м). В отрывной зоне наблюдаются вихри, периодически расположенные по ее длине.

На рис. 3, б, в представлены поля интенсивности турбулентности I и турбулентной вязкости μ_t в области псевдоскачка. Повышенные значения интенсивности турбулентности наблюдаются в диссипативном слое вдоль границы отрывной зоны, перед псевдоскачком турбулентная интенсивность существенна только в пристенном пограничном слое. За начальным отрывом пограничный слой продолжает развиваться как свободный сдвиговый слой. В нем генерируется повышенная турбулентная кинетическая энергия и происходит ее перенос

Рис. 3. Структура течения в области псевдоскачка в диффузоре плоского воздухозаборника
а – число Маха, б – интенсивность турбулентности, в – турбулентная вязкость

к невязкому сверхзвуковому потоку в области симметрии псевдоскачка. Вдоль оси наблюдается максимум интенсивности турбулентности и турбулентной вязкости, далее вниз по потоку величины этих параметров существенно уменьшаются. При этом в концевой части псевдоскачка достигается практически полное турбулентное перемешивание по поперечному сечению.

В случае осесимметричного воздухозаборника картина течения в целом качественно аналогична описанной выше.

Рис. 4. Изменение интенсивности турбулентности I (а) и турбулентной вязкости μ (б) потока вдоль оси симметрии канала

Изменение характеристик турбулентности в псевдоскачке вдоль оси расширяющегося диффузора для плоского 1 и осесимметричного 2 течений представлено на рис. 4, где $\bar{x}_{0ск}$ – относительная координата, $\bar{x}_{0ск} = x_{0ск}/D_r$, начало координат находится в точке падения отрывного скачка уплотнения на ось симметрии канала. Здесь же отмечено положение сечений, соответствующих значениям числа Маха $M = 1$ на оси (3 – плоское, 4 – осесимметричное течение). Оба случая соответствуют близким значениям противодавления $\bar{p}_{вых} = p_{вых}/p_n \approx 108$ (что достигается при $\bar{A}_c \approx 1$ и $\bar{A}_c \approx 1,8$ для плоского и осесимметричного течений соответственно), где $p_{вых}$ – давление в выходном сечении диффузора, p_n – давление в набегающем потоке. Следует отметить, что в случае осесимметричного течения максимум интенсивности турбулентности I имеет место ниже по потоку, т.е. процессы турбулентного перемешивания более «затянуты» по длине псевдоскачка в сравнении с плоским течением. Дозвуковое течение с $M \approx 1$ на оси также достигается ниже по потоку. При этом для всех рассмотренных вариантов дросселирования канала значение I_{max} для осесимметричного течения наблюдается в дозвуковой области псевдоскачка, для плоского течения – в сверхзвуковой области. В случае осесимметричного течения имеет место более интенсивное нарастание турбулентной вязкости μ_t по длине псевдоскачка и, как следствие, максимум μ_t достигается примерно в близких относительных сечениях псевдоскачка. В обоих случаях интенсивность турбулентности начинает уменьшаться раньше, чем достигается максимум турбулентной вязкости. Можно полагать, что после достижения максимума μ_t заметно ослабевают процессы турбулентной диссипации и турбулентного перемешивания, обусловленные псевдоскачком. Исходя из этого в работах [16, 17] положение максимума турбулентной вязкости принято за конец псевдоскачка, что позволяет определять его длину в расширяющихся каналах.

Интегральные характеристики псевдоскачка

Как уже отмечалось, в случае каналов постоянного сечения начало и конец псевдоскачка (и, следовательно, его длина) обычно определяются по данным продольного распределения статического давления на стенке канала. В рассматриваемом случае расширяющихся каналов это невозможно, поэтому далее начало псевдоскачка определялось по смене знака поверхност-

ного напряжения трения при отрыве пограничного слоя, конец – по положению максимума турбулентной вязкости вдоль оси канала. Характеристики положения псевдоскачка по длине расширяющегося канала воздухозаборника в случае плоского и осесимметричного течений в зависимости от противодавления $\bar{p}_{\text{вых}}$ приведены на рис. 5. Отметим, что концы приводимых кривых соответствуют некоторым предельным режимам течения. Так, при увеличении противодавления $\bar{p}_{\text{вых}}$ сверх значений, соответствующих правому концу кривых, реализуется режим течения с «выбитым» головным скачком на входе воздухозаборника, при уменьшении $\bar{p}_{\text{вых}}$ ниже значений, соответствующих левому концу кривых, – режим течения без псевдоскачка.

Рис. 5. Положение характерных сечений псевдоскачка по длине канала: 1 – начало псевдоскачка, 2 – координата сечения, соответствующего числу $M = 1$ на оси, 3 – конец псевдоскачка, 4, 5 – начало и конец диффузора (при $\bar{L}_d = 20$); треугольники – осесимметричный канал, перевернутые треугольники – плоский канал, звездочки – плоский канал. $\bar{L}_d = 22,5$

Из приводимых данных следует, что в случае осесимметричного течения в канале допустимы более высокие уровни противодавления без разрушения течения с псевдоскачком и образования головного скачка уплотнения на входе, по сравнению с плоским течением. С увеличением противодавления в обоих случаях наблюдается перемещение псевдоскачка вперед, однако при одинаковых значениях $\bar{p}_{\text{вых}}$ псевдоскачок в плоском течении располагается ближе к сечению горла воздухозаборника и его длина может быть меньше. Данные, полученные для плоского канала увеличенной длины с $\bar{L}_d = 22,5$, показывают, что характер приведенных выше зависимостей не изменяется.

На основе численных данных была определена длина псевдоскачка. Полученные значения относительной длины псевдоскачка $\bar{L}_{\text{пс}} = L_{\text{пс}}/D_r$ приведены на рис. 6, за исключением точек, выходящих за пределы диффузора (см. рис. 5). Здесь же представлены длины $\bar{L}_{M=1} = L_{M=1}/D_r$ сверхзвуковой области, простирающейся до сечения со значением числа Маха на оси $M = 1$, и длины области отрыва пограничного слоя. Для обоих рассматриваемых вариантов течения длина псевдоскачка уменьшается с увеличением противодавления на выходе диффузора. Длина сверхзвуковой области псевдоскачка существенно меньше его длины, т.е. после достижения значения $M = 1$ вдоль оси имеет место дополнительное торможение дозвукового потока. Так, например, для плоского воздухозаборника при $\bar{p}_{\text{вых}} \approx 104$ в сечении, соответствующем $M = 1$ на оси, среднemasовые значения параметров следующие: $M = 0,72$, $\sigma = 0,079$ и $\bar{p} = 83,7$, в конце псевдоскачка – $M = 0,31$, $\sigma = 0,069$ и $\bar{p} = 102$ (здесь σ – коэффициент потерь полного давления, $\sigma = p_0/p_{0н}$). Сверхзвуковая область псевдоскачка является более протяженной в случае осесимметричного течения и занимает 75–80 % всей его длины, в случае плоского течения она составляет 60–70 %. В обоих случаях точка присоединения пограничного слоя, замыкающая отрыв, находится за сверхзвуковой областью псевдоскачка.

Рис. 6. Характерные длины псевдоскачка: 1 – длина сверхзвуковой части псевдоскачка, 2 – длина отрывной зоны, 3 – длина псевдоскачка. Треугольники – осесимметричный канал, перевернутые треугольники – плоский канал, звездочки – плоский канал. $\bar{L}_d = 22,5$

При торможении сверхзвукового потока в псевдоскачке имеет место сложный газодинамический процесс, сопровождающийся потерями полного давления. На основе проведенных численных расчетов могут быть получены оценки этих потерь, которые являются характеристикой рассматриваемых воздухозаборников внутреннего сжатия с практической точки зрения. На рис. 7 представлено изменение коэффициента потерь полного давления вдоль оси канала для рассматриваемых типов воздухозаборников при близких значениях противодавления $\bar{p}_{\text{вых}} \approx 108$, где также отмечены некоторые характерные сечения. Видно, что в случае плоского течения имеют место более высокие потери полного давления по сравнению с осесимметричным течением. В частности, в сечении начала псевдоскачка коэффициент потерь полного давления $\sigma = 0,33$ и $\sigma = 0,39$ соответственно. Однако в конце псевдоскачка значения $\sigma = 0,074$ и $0,078$, т.е. отличие составляет всего $\sim 5\%$. Характерный пик значений σ при $\bar{x} = 17 \dots 19$ в случае осесимметричного течения связан с тем, что здесь оси симметрии достигает поток с более высоким полным давлением, прошедший через участки косых скачков уплотнения с меньшими углами наклона.

Рис. 7. Коэффициент потерь полного давления вдоль оси канала: 1 – плоское течение, 2 – осесимметричное течение, 3 – начало псевдоскачка, 4 – сечение со значением $M = 1$ на оси, 5 – конец псевдоскачка, 6 – начало и конец диффузора

По значениям σ в конце псевдоскачка и перед ним можно оценить потери полного давления вдоль оси симметрии непосредственно в псевдоскачке. Для плоского течения получено $\sigma = 0,224$, для осесимметричного $\sigma = 0,198$. Иными словами, потери полного давления в осесимметричном случае больше и обусловлено это более интенсивным «падением» σ по длине канала к примерно одинаковым значениям в конце псевдоскачка.

Рис. 8. Среднемассовые значения коэффициента потерь полного давления: 1 – начало псевдоскачка, 2 – конец псевдоскачка, 3 – собственно псевдоскачок. Светлые значки – плоское течение, темные – осесимметричное течение

Аналогичную картину имеем и для оценок среднемассовых значений коэффициента потерь полного давления, которые представлены на рис. 8 в различных поперечных сечениях канала. Несмотря на то, что в начале псевдоскачка (кривые 1) в осесимметричном случае имеют место более высокие значения σ , в конце псевдоскачка потери полного давления близки в обоих типах течений (кривые 2). Связано это с уже отмеченным ранее фактом, что в осесимметричном случае потери полного давления в собственно псевдоскачке больше и, следовательно, значения σ меньше по сравнению с плоским течением (кривые 3).

Выводы

С использованием численного моделирования проведен сравнительный анализ течений с псевдоскачком в каналах с расширяющимся диффузором в осесимметричном и плоском воздухозаборниках. Показано, что в рассматриваемых условиях максимум интенсивности турбулентности в случае осесимметричного течения имеет место ниже по потоку, т.е. процессы турбулентного перемешивания более «затянуты» по длине псевдоскачка в сравнении с плоским течением, однако при этом имеет место более интенсивное нарастание турбулентной вязкости по длине псевдоскачка. Для осесимметричного течения, по сравнению с плоским течением, в канале допустимы более высокие уровни противодавления без разрушения течения с псевдоскачком и без образования головного скачка уплотнения на входе. При одинаковых значениях противодавления $\bar{p}_{\text{вых}}$ псевдоскачок в плоском течении располагается ближе к сечению горла воздухозаборника, имеет более короткую сверхзвуковую область и длину в целом. Несмотря на то, что в начале псевдоскачка в осесимметричном случае имеют место более высокие значения полного давления, его потери в собственно псевдоскачке в осесимметричном случае больше по сравнению с плоским течением, что обусловлено более интенсивным уменьшением полного давления по длине канала к примерно одинаковым значениям в конце псевдоскачка.

Библиографический список

1. Tamaki T., Tomita Y. A study of pseudo-shock // Bulletin of the JSME. – 1970. – Vol. 13, no. 55. – P. 51–58.
2. Пензин В.И. Экспериментальное исследование отрыва сверхзвукового турбулентного пограничного слоя в цилиндрической трубе // Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – Т. V, № 4. – С. 106–112.

3. Гурылев 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. Псевдоскачок и отрывное течение в прямоугольных каналах // Ученые записки ЦАГИ. – 1988. – Т. XIX, № 1. – С. 105–112.
6. Experimental investigation on shock wave and turbulent boundary layer interactions in a square duct at mach 2 and 4 / Hiromu Sugiyama [et al.] // Proc. of the Int. Gas Turbine Congress. – Tokyo, 2003. – P. 1–5.
7. Numerical and experimental investigations on the mach 2 pseudo-shock wave in a square duct / L.Q. Sun, H. Sugiyama, K. Mizobata, K. Fukuda // J. of Visualization. – 2003. – Vol. 6, no. 4. – P. 363–370.
8. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах / О.В. Гуськов [и др.]. – М.: Физматлит, 2008. – 164 с.
9. Пензин В.И. Экспериментальное исследование отрывных течений в каналах / Центр. аэрогидродинамич. ин-т. – М., 2009. – 280 с.
10. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows // Prog. in Aerospace Sci. – 1999. – Vol. 35. – P. 33–100.
11. Gnani F., Zare-Behtash H., Kontis K. Pseudo-shock waves and their interactions in high-speed intakes // Prog. in Aerospace Sci. – 2016. – Vol. 82. – P. 36–56.
12. Sridhar T., Chandrabose G., Thanigaarasu S. Numerical investigation of geometrical influence on isolator performance // Int. J. on Theoret. and Appl. Res. in Mech. Eng. – 2013. – Vol. 2, iss. 3. – P. 7–12.
13. Numerical investigation of the shock wave transition in a three-dimensional scramjet isolator / Wei Huang, Zhen-guo Wang [et al.] // Acta Astronautica. – 2011. – Vol. 68. – P. 1669–1675.
14. Numerical analysis of pseudo-shock flow diffusion phenomenon in variable cross-section ducts / C.P. Wang [et al.] // J. of Aerospace Eng. – 2008. – Vol. 222(8). – P. 1109–1121.
15. 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.
16. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Псевдоскачок в осесимметричном расширяющемся канале лобового воздухозаборника // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: тез. докл. XV шк.-сем. СибНИА, 1–3 марта 2017 г. – Новосибирск, 2017. – С. 21–23.
17. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Турбулизация потока в псевдоскачке, формирующемся в осесимметричном канале с лобовым воздухозаборником // Теплофизика и аэромеханика. – 2018. – Т. 25, № 3. – С. 361–372.
18. 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.
19. The SCRAMSPACE I scramjet flight design and construction / S.C. Tirtrey, R.R. Boyce, L.M. Brown [et al.] // AIAA Paper. – 2012. – No 5843. – P. 9.
20. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дроселировании канала воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. – 2014. – Т. 21, № 2. – С. 163–178.
21. Мажуль И.И., Гунько Ю.П. Численное моделирование течения с псевдоскачком в осесимметричном расширяющемся канале с лобовым воздухозаборником // Теплофизика и аэромеханика. – 2018. – Т. 25, № 1. – С. 33–48.
22. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Особенности обтекания и характеристик простейших гиперзвуковых осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия // VII-е Чаплыгинские чтения: тр. междунар. науч.-техн. конф., посвященной 146-летию со дня рождения выдающегося ученого-аэродинамика (7–8 апреля 2015 г.) / под ред. А.Н. Серьезнова, В.К. Белова, В.Л. Чемезова; СибНИА. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – С. 156–169.

References

1. Tamaki T., Tomita Y. A Study of pseudo-shock. Bulletin of the JSME, 1970, vol. 13, no. 55, pp. 51–58.
2. Penzin V.I. Eksperimentalnoe issledovanie otryva sverkhzvukovogo turbulentnogo pogrannichnogo sloya v cilindricheskoj trube [Experimental investigation of supersonic turbulent boundary layer separation in cylindrical duct]. Uchenye zapiski TsAGI, 1974, vol. 5, no. 4, pp. 106–112.

3. Gurylev V.G., Trifonov A.K. Pseudoskachok v prostejshem vozduhozabornike v vide cilindricheskoj truby [Pseudo-shock in a simple air intake in the form of a cylindrical tube]. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1976, vol. 7, no. 1, pp. 130-138.
4. Gurylev V.G., Trifonov A.K. Perekhod sverkhzvukovogo techeniya v dozvukovoe v trube s rasshirayushchimsya nachalnym uchastkom [Supersonic-subsonic flow transition in duct with initial divergent section]. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1980, vol. 11, no. 4, pp. 80-89.
5. Penzin V.I. Pseudoskachok i otryvnoe techenie v pryamougolnyh kanalakh [Pseudo-shock wave and separation flow in ducts of rectangular cross section]. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1988, vol. 19, no. 1, pp. 105-112.
6. Hiromu Sugiyama et al. Experimental investigation on shock wave and turbulent boundary layer interactions in a square duct at Mach 2 and 4. Proceedings of the International Gas Turbine Congress, Tokyo, November 2-7, 2003, pp. 1-5.
7. Sun L.Q., Sugiyama H., Mizobata K., Fukuda K. Numerical and experimental investigations on the Mach 2 pseudo-shock wave in a square duct. *Journal of Visualization*, 2003, vol. 6, no. 4, pp. 363-370.
8. Guskov O.V., Kopchenov V.I., Lipatov I.I., Ostras V.N., Staruhin V.P. Processy tormozheniya sverkhzvukovykh techenij v kanalakh [The processes of deceleration of supersonic flows in channels]. Moscow: Fizmatlit, 2008, 164 p.
9. Penzin V.I. Eksperimentalnoe issledovanie otryvnykh techenij v kanalakh [Experimental investigation of separation flows in ducts]. Moscow, Tsentralnyy aerogidrodinamicheskij institut (TsAGI), 2009, 280 p.
10. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows. *Progress in Aerospace Science*, 1999, vol. 35, pp. 33-100.
11. Gnani F., Zare-Behtash H., Kontis K. Pseudo-shock waves and their interactions in high-speed intakes. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, vol. 82, pp. 36-56.
12. Sridhar T., Chandrabose G., Thanigaiarasu S. Numerical investigation of geometrical influence on isolator performance. *International Journal on Theoretical and Applied Research in Mechanical Engineering*, 2013, vol. 2, Is. 3, pp. 7-12.
13. Wei Huang, Zhen-guo Wang et al. Numerical investigation of the shock wave transition in a three-dimensional scramjet isolator. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 68, pp. 1669-1675.
14. Wang C.P. et al. Numerical analysis of pseudo-shock flow diffusion phenomenon in variable cross-section ducts. *J. of Aerospace Engineering*, 2008, vol. 222 (8), pp. 1109-1121.
15. Gutov B.I., Zvegincev 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]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 49, pp. 18-28.
16. Gounko Yu.P., Mazhul I.I. Pseudoskachok v osesimmetrichnom rasshirayushchemsya kanale lobovogo vozduhozabornika [Pseudo-shock in axisymmetric divergent duct of frontal 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.
17. Gounko Yu.P., Mazhul I.I. Turbulizatsiya potoka v pseudoskachke, formiruyushchemsya v osesimmetrichnom kanale s lobovym vozduhozabornikom [Flow turbulization in a pseudo-shock forming in an axisymmetric duct with a frontal inlet]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 361-372.
18. Gounko Yu.P., Mazhul I.I. Chislennoe modelirovanie uslovij realizatsii rezhimov techeniya v sverkhzvukovykh osesimmetrichnykh konicheskikh vozduhozabornikah vnutrennego szhatiya [Numerical modeling of the conditions for realization of flow regimes in supersonic axisymmetric conical inlets of internal compression]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2015, vol. 22, no. 5, pp. 567-580.
19. Tirtsey S.C., Boyce R.R., Brown L.M. et al. The SCRAMSPACE I scramjet flight design and construction. *AIAA Paper*, 2012, no. 5843, 9 p.
20. Gounko Yu.P., Mazhul I.I., Nurutdinov V.I. Chislennoe issledovanie razrusheniya sverkhzvukovogo potoka pri drosselirovanii kanala vozduhozabornika [Numerical investigation of supersonic flow breakdown at the inlet duct throttling]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 163-178.
21. Mazhul I.I., Gounko Yu.P. Chislennoe modelirovanie techeniya s pseudoskachkom v osesimmetrichnom rasshirayushchemsya kanale s lobovym vozduhozabornikom [Numerical simulation of the flow with a pseudo-shock in an axisymmetric expanding duct with a frontal inlet]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2018, vol. 25, no 1, pp. 33-48.
22. Gounko Yu.P., Mazhul I.I. Osobennosti obtekaniya i harakteristik prostejshih giperzvukovykh osesimmetrichnykh vozduhozabornikov vnutrennego szhatiya [Features of flows in the simplest hypersonic axisymmetric

ric inlets of internal compression and their characteristics]. Proceedings of the 7-th international conference “Chaplygin’s readings”, April 7-8, 2017, Novosibirsk, pp. 156-169.

Об авторах

Мажуль Игнатий Иванович (Новосибирск, Россия) – кандидат технических наук, старший научный сотрудник лаборатории № 10 кафедры «Аэрогидродинамика» Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: mazhul@itam.nsc.ru), доцент ФГБОУ ВО «Новосибирский государственный технический университет» (630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, д. 20).

Гунько Юрий Петрович (Новосибирск, Россия) – кандидат технических наук, старший научный сотрудник лаборатории № 10 кафедры «Аэрогидродинамика» Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: gounko@itam.nsc.ru).

About the authors

Ignatiy I. Mazhul (Novosibirsk, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Senior Researcher of Laboratory No 10 of Aerohydrodynamics Department, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the SB of RAS (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: mazhul@itam.nsc.ru), Associate Professor, Novosibirsk State Technical University (20, Av. K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russian Federation).

Youry P. Gounko (Novosibirsk, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Senior Researcher of Laboratory No 10 of Aerohydrodynamics Department, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the SB of RAS (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: gounko@itam.nsc.ru).

Получено 17.12.2018