

ВЛИЯНИЕ ВДУВА СТРУЙ НА ТОРМОЖЕНИЕ ВОЗДУШНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА В КАНАЛЕ

Исследовано влияние различных способов подачи струй в воздушный сверхзвуковой поток на перемешивание и торможение потока в канале с учетом дросселирования. Расчет турбулентных течений осуществляется на основе осредненных по Рейнольдсу двумерных уравнений Навье–Стокса. Проведены оценки влияния дросселирования на процесс смешения струи с воздушным потоком в плоском канале. Показано, что можно существенно уменьшить неравномерность потока в канале за счет подвода спутных струй. Подвод пристеночных струй является наиболее эффективным способом перемешивания и выравнивания поля потока.

Досліджено вплив різних способів подачі струменів в повітряний надзвуковий потік на перемішування і гальмування потоку в каналі з урахуванням дроселювання. Розрахунок турбулентних течій здійснюється на основі усереднених за Рейнольдсом двовимірних рівнянь Нав'є–Стокса. Проведено оцінки впливу дроселювання на процес змішування струменя з повітряним потоком в плоскому каналі. Показано, що можна істотно зменшити нерівномірність потоку в каналі за рахунок підведення спутних струменів. Підведення пристінкових струменів є найбільш ефективним способом перемішування і вирівнювання поля потоку.

The effects of various ways of jet delivering in a supersonic air flow on flow mixing and breaking through channel with throttling are studied. Based on the Navier-Stokes two-dimensional Reynolds-averaged equations, turbulent flows are calculated. The effects of throttling on jet mixing with an air flow through plane channel are estimated. It is shown that an essential decrease in the non-uniformity of the flow through channel is obtainable from delivering the wakes. Delivering the wall jets is the most efficient way of mixing and levelling the flow field.

Вопросы перемешивания струй горючего со сверхзвуковым воздушным потоком, поступающим в тракт прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), необходимо решать при разработке и проектировании ПВРД. Повышение эффективности перемешивания горючего с воздухом позволяет уменьшить продольные размеры ПВРД и реализовать воспламенение горючей смеси в тракте ПВРД. Ранее в рамках модели вязкого слоя были проведены исследования перемешивания струй горючего в спутных воздушных потоках [1 – 3]. Целью настоящей работы является оценка влияния дросселирования на процесс смешения струи с воздушным потоком в плоском канале.

Постановка задачи. Рассматривается торможение сверхзвукового потока воздуха в плоском канале при подводе спутных газовых струй с заданным дефектом скорости потока на оси струи, при котором скорость и температура в струе отличаются от скорости и температуры в невозмущенном воздушном потоке. Вдуваемая струя может быть размещена произвольным образом во входном сечении канала.

Ширина канала выбрана в качестве характерного линейного размера, а безразмерная длина канала равна L . Вводится правая декартова система координат (x, y) с началом на передней кромке нижней стенки канала, осью x , направленной вдоль нижней стенки в сторону выходного сечения канала, и осью y , направленной вовнутрь канала. Рассматривается течение в нижней половине канала для $0 \leq x \leq L$ и $0 \leq y \leq 0,5$.

Расчетная область ограничена входным и выходным сечениями канала, нижней границей расчетной области является нижняя стенка канала, а верхней границей расчетной области – плоскость симметрии канала.

Рассматриваются такие течения в канале, для которых возмущения не распространяются вверх по потоку перед каналом.

Параметры невозмущенного сверхзвукового потока воздуха и сверхзвуковой струи используются в качестве граничных значений во входном сечении канала $x=0$.

В выходном сечении канала $x=L$ используются два граничных условия. В области дозвукового течения задается давление в выходном сечении канала P_e . В области сверхзвукового течения используется условие гладкого вытекания $\partial^2 U / \partial x^2 = 0$, где $U = (\rho, \rho u, \rho v, E)$ – газодинамические комплексы; ρ – плотность; u и v – продольная и поперечная компоненты вектора скорости, соответственно; E – полная энергия в единице объема. Это же условие используется в области дозвукового течения при расчете без дросселирования.

Давление P_e в выходном сечении канала вычисляется по заданному значению коэффициента дросселирования k_p [4]

$$P_e = P_n (1 + k_p),$$

где P_n – давление в выходном сечении канала для свободного (без дросселирования) вытекания потока из канала без струй при рассматриваемой безразмерной длине канала L , числе Рейнольдса Re и числе Маха M_∞ невозмущенного потока воздуха.

На нижней теплоизолированной стенке канала ($y=0$) задается условие прилипания потока

$$u = 0; \quad y = 0; \quad \partial T / \partial y = 0,$$

где T – температура.

В плоскости симметрии канала ($y=0,5$) задаются условия симметрии

$$v = 0; \quad \partial u / \partial y = 0; \quad \partial \rho / \partial y = 0; \quad \partial P / \partial y = 0.$$

Начальное распределение газодинамических параметров в поле потока задается следующим образом:

- параметры в турбулентном пограничном слое в области, прилегающей к стенке канала;
- параметры набегающего сверхзвукового потока в области между пограничным слоем и плоскостью симметрии канала.

Метод установления по времени используется для расчета торможения и перемешивания сверхзвукового потока воздуха со сверхзвуковой струей в плоском канале.

Решение осуществляется на основе осредненных по Рейнольдсу двумерных уравнений Навье–Стокса [5], используемых при расчете турбулентных течений (RANS). Для решения системы уравнений RANS используется неявная конечно-разностная схема Бима–Уорминга [6] с расщеплением векторов конвективных потоков по Стегеру [7] и использованием метода Роу [8] для приближенного решения задачи Римана. Моделирование турбулентности осуществляется на основе модели Nut-90 [9].

Торможение сверхзвукового потока вязкого газа в канале с дефектом скорости в струе. Для сверхзвукового невозмущенного потока воздуха задаются параметры торможения: давление $P_o = 1,1 \cdot 10^5$ Па и температура

$T_o=500$ К, число Маха $M_\infty=2$ и число Рейнольдса $Re=10^4$. Параметры набегающего потока рассчитываются по параметрам торможения P_o , T_o и числу Маха M_∞ с использованием изоэнтропических соотношений. Плотность и компоненты вектора скорости отнесены к параметрам набегающего потока ρ_∞ и V_∞ , а давление и полная энергия в единице объема – к $\rho_\infty V_\infty^2$.

Торможение сверхзвукового потока осуществляется в плоском канале безразмерной длины $L=5$. Во входном сечении канала ($x=0$) при $y > y_1$ и $y < y_2$ задаются параметры невозмущенного потока воздуха, а при $y_1 \leq y \leq y_2$ – параметры струи с дефектом скорости потока в окрестности точки $y_* = (y_1 + y_2)/2$. Безразмерные параметры потока в сечении $x=0$ с учетом дефекта скорости на оси струи принимают значения:

– для $y > y_1$ и $y < y_2$

$$\rho=1; u=1; v=0; T=T_\infty; E=\frac{1}{2} + \frac{1}{\gamma(\gamma-1)M_\infty^2};$$

– для $y_1 \leq y \leq y_2$

$$u=1-\Delta U_d(3\bar{y}^2-2\bar{y}^3); \text{ если } y < y_* \text{ то } \bar{y}=\frac{y-y_1}{\Delta y_d} \text{ иначе } \bar{y}=\frac{y-y_2}{\Delta y_d};$$

$$v=0; \rho=\frac{P U_m^2 m}{T R_o}; T=\frac{m(\gamma-1)}{R_o \gamma} U_m^2 \left(H_o - \frac{u^2}{2} \right); E=\frac{\rho u^2}{2} + \frac{P}{(\gamma-1)},$$

где $\Delta y_d = y_2 - y_1$ – ширина области с дефектом скорости потока; ΔU_d – дефект скорости на оси струи; $P=1/(\gamma M_\infty^2)$ – давление в сечении $x=0$; H_o – энтальпия торможения набегающего потока; m – молярная масса газа; R_o – универсальная газовая постоянная.

Рассматриваются два способа подвода струи:

– в виде одной центральной струи, ограниченной координатами $y_1=0,35$ и $y_2=0,65$;

– в виде двух симметрично расположенных пристеночных струй: нижней струи, заключенной между координатами $y_1=0,10$ и $y_2=0,25$, и верхней струи, ограниченной координатами $y_1=0,75$ и $y_2=0,90$.

Для проведения расчетов внутри канала вводится расчетная сетка, состоящая из $x \times y=100 \times 125$ прямоугольных ячеек, равномерная вдоль оси x и неравномерная вдоль оси y , сгущающаяся около стенки канала. При получении неравномерной счетной сетки по y приняты следующие значения параметров сгущения: $\Delta y_{\min}=0,001$ – минимальное значение шага по y , $\Delta y_{\max}=0,05$ – максимальное значение шага по y , $k_y=1,05$ – коэффициент увеличения шага по y , $N_{\min}=10$ – количество ячеек вблизи нижней стенки канала с минимальным шагом $\Delta y = \Delta y_{\min}$.

Ниже приводятся результаты расчетов для параметров потока в канале в зависимости от коэффициента дросселирования k_p при дефекте скорости

$\Delta U_d=0,4$ для двух вышеуказанных способов расположения подводимых струй. Распределения давления в плоскости симметрии и на стенке (пунктир) вдоль канала и распределение коэффициента трения на стенке канала C_f приведены на рис. 1 и 2 для $k_p=0$ (а) и $k_p=0,3$ (б).

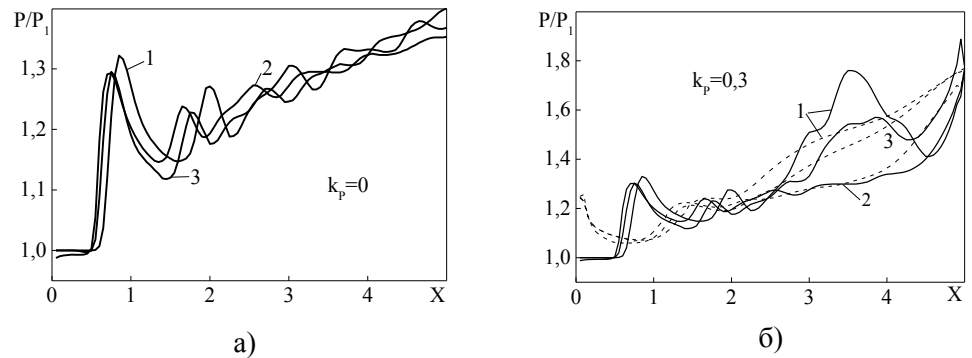


Рис. 1

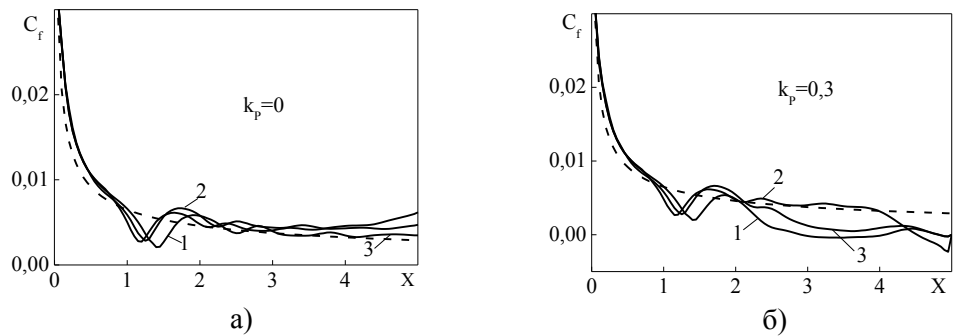


Рис. 2

На рис. 1 давление отнесено к давлению в набегающем потоке воздуха P_1 . На рис. 2 пунктиром показано распределение коэффициента трения C_f на изолированной пластине. Линии 1, 2 и 3 на этих рисунках соответствуют течению в канале без струй и течениям при вдуве одной центральной и двух пристеночных струй, соответственно.

Распределения числа Маха потока в плоскости симметрии приведены на рис. 3. Рис. 3,а иллюстрирует влияние коэффициента дросселирования для $\Delta U_d=0$. Линии 1, 2, 3 соответствуют $k_p=0; 0,2$ и $0,3$. Влияние вдува пристеночных струй на изменение числа Маха при $k_p=0,3$ показано на рис. 3,б.

Характерным для рассматриваемых течений является тот факт, что вследствие формирования скачков уплотнения при нарастании пограничного слоя на передних кромках стенок канала имеет место интенсивное изменение давления и числа Маха вдоль канала в плоскости симметрии (рис. 1 и 3). Дросселирование приводит к увеличению колебаний этих параметров.

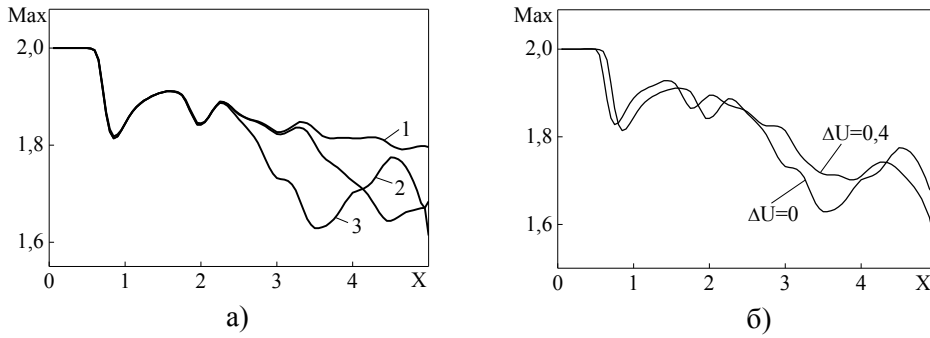


Рис. 3

На стенках канала колебания давления практически отсутствуют. Здесь имеет место монотонное увеличение давления вдоль канала, что является следствием демпфирующего влияния пограничного слоя. Возмущения, распространяясь вверх по дозвуковой части пограничного слоя, приводят к формированию пограничного слоя с толщиной вытеснения, при которой сглаживается распределение давления на стенке. Одновременно реализуется механизм передачи вверх по потоку информации о повышении давления на выходе из канала при дросселировании, вследствие чего формируются зоны отрывного течения с отрицательными значениями коэффициента трения (линия 1 на рис. 2,б). Подвод струй приводит к уменьшению колебаний давления. Вследствие этого уменьшаются или исчезают области с отрицательным коэффициентом трения и уменьшается длина области передачи вызванных дросселированием возмущений вверх по потоку. При вдуве центральной струи распределение трения близко к распределению трения на плоской пластине (линия 2 на рис. 2,б).

Влияние подвода струй на «выглаживание» давления в поле потока иллюстрируется на рис. 4 и 5. На этих рисунках показаны поля изобар, полученные для течений без дросселирования и при $k_p=0,3$ без подвода струй (а) и при вдуве центральной струи (б) и двух пристеночных струй (в).

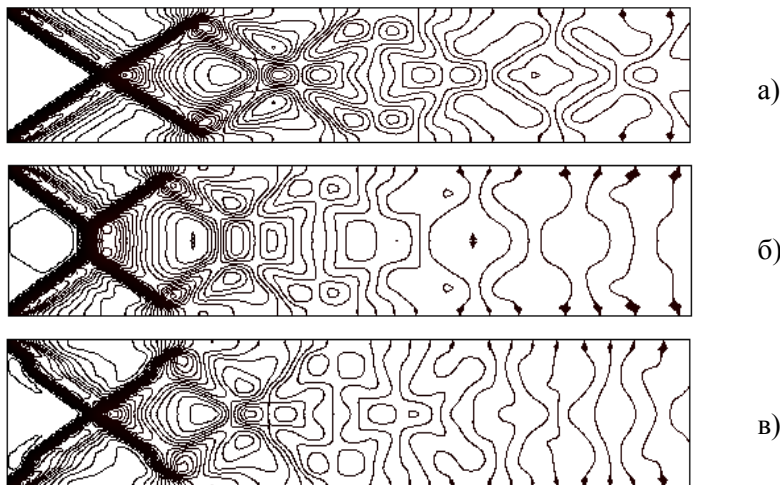


Рис. 4

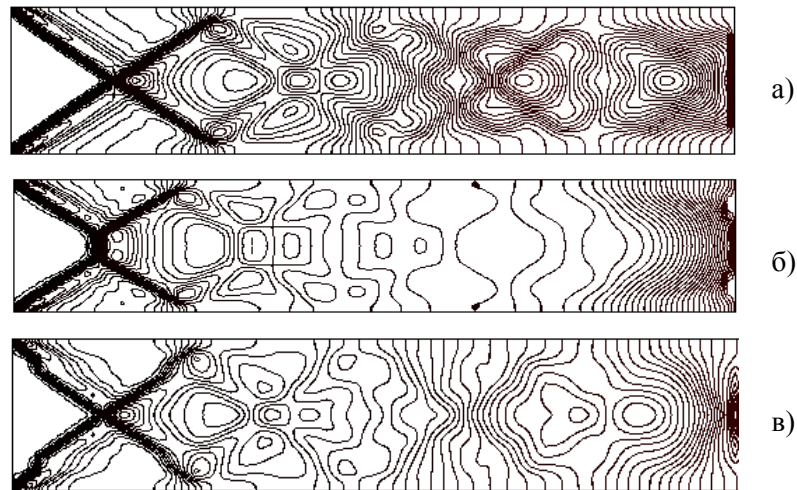


Рис. 5

Имеет место интенсивное изменение давления в поперечных сечениях канала (рис. 4,а и 5,а). При подводе струй изменения давления в поперечных сечениях выходной части канала существенно уменьшаются (рис. 4,б,в и 5,б,в). Причем вдув пристеночных струй приводит к большему эффекту. Эти особенности важны для формирования равномерного заторможенного потока на выходе из канала перед входом в камеру сгорания. В качестве вдуваемых струй при этом целесообразно использовать струи горючих компонентов, предназначенных для сжигания в камере сгорания.

Выводы. Из результатов проведенных исследований следует, что управляя параметрами и местоположением вдуваемых струй, можно существенно уменьшить неравномерность потока в канале, которая усиливается по мере увеличения противодавления при дросселировании канала.

Работа выполнена в рамках проекта № 06-01-12(У)/12-01090416(Р) НАН Украины и РФФИ.

1. Тимошенко В. И. Кинетическое горение при турбулентном смешении метаносодержащих струй со спутным дозвуковым потоком воздуха / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // *Техническая механика*. – 2007. – № 2. – С. 1 – 17.
2. Тимошенко В. И. Маршевый расчет течения при взаимодействии сверхзвуковой турбулентной струи со спутным ограниченным дозвуковым потоком / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // *Вісник Дніпропетровського університету*. – 2008. – Вып. 1, Т. 1, Механика. – С.15 – 23.
3. Белоцерковец И. С. Математическое моделирование турбулентного перемешивания и горения дозвуковых струй в спутном сверхзвуковом потоке / И. С. Белоцерковец, В. И. Тимошенко // *Турбулентный пограничный слой*. Механика жидкости и газа. Часть II. Сб. докладов ежегодной научной Школы-семинара ЦАГИ. 29.01-3.02. 1992. – М. : ЦАГИ, 1992. – С. 29 – 34.
4. Тимошенко В. И. Торможение ламинарного сверхзвукового потока в плоском канале при наличии противодавления / В. И. Тимошенко, В. П. Галинский // *Техническая механика*. – 2013. – № 2. – С. 56 – 63.
5. Андерсон Д. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2-х т. Т. 2 / Д. Андерсон, Дж. Таннехилл, Р. Плетчер. – М. : Мир, 1990. – 392 с.
6. Бим Р. М. Неявная факторизованная разностная схема для уравнений Навье–Стокса сжимаемого газа / Р. М. Бим, Р. Ф. Уорминг // *Ракетная техн. и космон.* – 1978. – Т. 16, № 4. – С. 145 – 156.
7. Steger J. L. Flux Vector Splitting of the Inviscid Gas-dynamic Equations with Application to Finite Difference Methods / J. L. Steger, R. F. Warming // *Journal of Computational Physics*. – 1981. – V. 40, № 2. – P. 263 – 294.

8. *Roe P. L. Approximate Riemann Schemes / P. L. Roe // Journal of Computational Physics. – 1981. – V. 43, № 3. – P. 357 – 372.*
9. *Гуляев А. Н. К созданию универсальной однопараметрической модели турбулентной вязкости / А. Н. Гуляев, В. Е. Козлов, А. Н. Секундов // МЖГ. – 1993. – №4. – С. 69 – 81.*

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 19.07.13,
в окончательном варианте 29.07.13