

УДК 536.24, 621.9

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ И ЛОКАЛЬНОЙ ТЕПЛООТДАЧИ В ПЛОСКОМ КАНАЛЕ С ВНЕЗАПНЫМ РАСШИРЕНИЕМ

В.В. Носатов, П.А. Семенёв

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: semenov@gmail.com

Получены и рассмотрены результаты численного и экспериментального исследования сверхзвукового отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным односторонним расширением при числе Маха $M \approx 3$ и наличии турбулентного пограничного слоя перед отрывом со ступеньки. В математической модели использованы осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса, дополненные в различных вариантах расчета моделями турбулентности $k-\omega$, $k-\varepsilon$ и Спаларта–Альмараса. Представлены расчетные поля газодинамических параметров в ступенчатом канале. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных распределений давления на стенке и коэффициента теплоотдачи за уступом. Выполнен анализ пространственной корреляции полученных полей скорости, поверхностного давления и трения, а также коэффициента теплоотдачи в области отрыва и присоединения пограничного слоя.

Ключевые слова: газодинамика, теплообмен, сверхзвуковой поток, пограничный слой, турбулентность, отрывное течение, скачок уплотнения.

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF THE SUPERSONIC TURBULENT SEPARATED FLOW AND LOCAL HEAT TRANSFER IN A FLAT DUCT WITH A SUDDEN EXPANSION

V.V. Nosatov, P.A. Semenyov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: semenov@gmail.com

Results of numerical and experimental study of the supersonic separated flow and local heat transfer in a flat duct with a sudden one-side enlargement at the Mach number $M \approx 3$ and the initial turbulent boundary layer before the flow detachment from the step are considered. The Reynolds-averaged Navier–Stokes equations are used which are added with the $k-\omega$, $k-\varepsilon$, and Spalart–Allmaras turbulence models in different variants of computation. The computed fields of gas-dynamical parameters in the stepwise duct are presented. The computed and experimental pressure distributions on the wall and the heat transfer coefficient behind the step are compared. The spatial correlation of the obtained fields of velocity, surface pressure and friction, as well as the heat transfer coefficient in the region of initial and reattachment of the boundary layer is analyzed.

Keywords: gas-dynamics, heat transfer, supersonic flow, boundary layer, turbulence, separated flow, shock.

Введение. Одна из наиболее интересных и актуальных проблем сверхзвуковой газодинамики — изучение и моделирование течений с отрывом турбулентного пограничного слоя и его последующим присоединением. Как показывает практика и специальные экспериментальные исследования, в таких течениях возникают локальные зоны экстремальных тепловых нагрузок, появление которых обусловлено резким возрастанием интенсивности теплоотдачи [1–4]. Это создает значительные трудности при организации тепловой защиты элементов конструкции высокоскоростных летательных аппаратов. Подобная ситуация характерна, например, для расширяющейся проточной части двигательных установок с изломом контура [5]. Поэтому проектирование таких установок связано с необходимостью тщательного прогнозирования распределения газодинамических параметров и интенсивности теплоотдачи в каналах с внезапным расширением сверхзвукового потока, т.е. при течении в условиях внутренней задачи.

Сверхзвуковое течение с отрывом турбулентного пограничного слоя и его присоединением является сложным объектом исследования, где одновременно могут сосуществовать дозвуковые и сверхзвуковые потоки, прямое и обратное движения среды, а значения газодинамических параметров и их градиентов существенно различаются. Математическое моделирование такого течения представляет собой трудную задачу. Численному исследованию сверхзвуковых турбулентных отрывных течений посвящено большое количество работ. Согласно обзору, проведенному в работе [6], в настоящее время при осуществлении инженерных расчетов параметров течений с отрывом наиболее приемлемым способом замыкания осредненных уравнений Навье–Стокса остается использование дифференциальных моделей турбулентности, причем необходима их модификация для учета сжимаемости и повышения точности расчета теплообмена. При этом приемлемая корреляция расчетных и экспериментальных результатов достигается применением моделей турбулентности, разработанных для данного класса течений. В этом случае удастся достаточно достоверно определить протяженность зон отрыва, описать газодинамическую структуру течения, получить распределения давления и трения на поверхности. Однако это не означает, что коэффициенты теплоотдачи будут найдены правильно, поскольку параметры теплообмена в большей степени, чем другие параметры, зависят от уровня турбулентности потока. Таким образом, расчетом параметров теплообмена проверяется применимость модели турбулентности для условий неравновесного, возмущенного скачками уплотнения и волнами разрежения пограничного слоя.

Объект исследования настоящей работы — сверхзвуковое течение в плоском канале с внезапным односторонним расширением при наличии турбулентного пограничного слоя перед отрывом со ступеньки.

Основные задачи исследования:

— оценка возможности адаптации применяемого вычислительного комплекса к расчету рассматриваемого вида отрывных течений путем непосредственного сравнения результатов численного моделирования и эксперимента;

— исследование закономерностей отрывного течения и теплообмена в изучаемых условиях.

Экспериментальная установка, методика измерений и условия проведения эксперимента. Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе (МГТУ им. Н.Э. Баумана), которая является установкой непрерывного действия закрытого типа. В ходе исследования рабочая часть трубы модифицировалась в двух вариантах. Для методических экспериментов по изучению теплоотдачи использовался канал с плоскопараллельными стенками и поперечным сечением 180×60 мм на всем протяжении, начиная от среза плоского сопла Лаваля (рис. 1, *а*). Для исследования отрывного течения конфигурация рабочей части изменялась: разгон потока до сверхзвуковых скоростей осуществлялся в сопле с односторонним расширением, после чего следовало ступенчатое увеличение вертикального размера канала до значения H (рис. 1, *б*) с возможностью варьирования высоты уступа h_s (здесь и далее индекс “ S ” обозначает параметры перед отрывом пограничного слоя от ступеньки). В двух случаях применялось сопло, спрофилированное на число Маха $M = 3,0$ в выходном сечении. Особенность установки: расположение участка теплообмена длиной

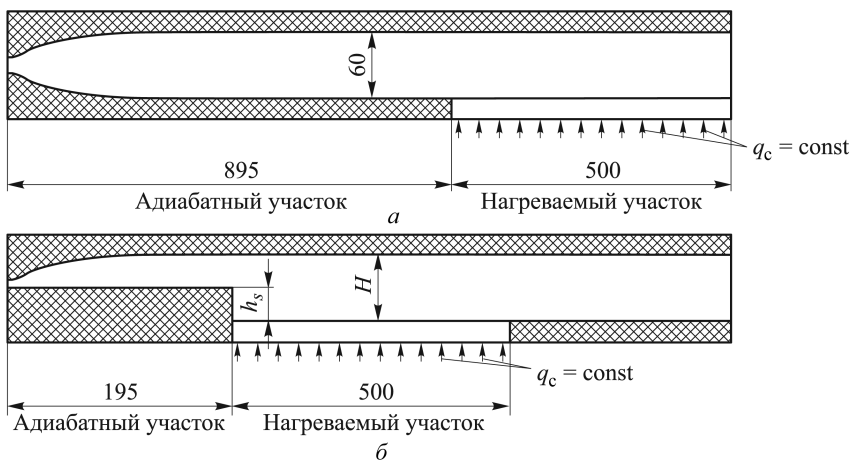


Рис. 1. Схемы рабочей части аэродинамической трубы (протяженность адиабатного участка указана, начиная от критического сечения сопла):
а — плоскопараллельный канал; *б* — канал с уступом

500 мм непосредственно за предвключенным адиабатным участком независимо от постановки задачи исследования (см. рис. 1).

Для изучения теплоотдачи применялся метод ленточной электрометрии. Участок теплообмена был выполнен из тонкой фольги (легированная сталь толщиной 0,1 мм), закрепленной на стеклотекстолитовом основании, снабжен хромель-копелевыми термопарами для измерения температуры поверхности и дренирован для измерения распределения давления на стенке. Термопары и дренажи располагались вдоль по потоку с переменным шагом (минимальное значение 5 мм) с учетом предполагаемых размеров и конфигурации зон отрыва и присоединения потока.

Локальные коэффициенты теплоотдачи α , Вт/(м²·К), определялись по результатам измерений равновесной (адиабатной) температуры стенки T_c^* , К, и температуры стенки T_c , К, при равномерно распределенной тепловой нагрузке в условиях стационарного теплового режима:

$$\alpha = \frac{q_c}{T_c - T_c^*},$$

где q_c — плотность теплового потока на стенке, Вт/м²; индекс “*” обозначает адиабатные условия. Кроме того, в экспериментах измерялись параметры торможения в ресивере перед соплом и распределение давления на стенке предвключенного адиабатного участка и на противоположной стенке канала. Параметры пограничного слоя находились на основе пневмометрических зондовых измерений с помощью микронасадка Пито по методике, изложенной в работе [7].

Весь комплекс настоящих исследований выполнялся при стационарном режиме работы трубы примерно с одинаковыми значениями параметров торможения в ресивере: давление $p_0 \approx 0,75$ МПа, температура $T_0 \approx 385$ К (индекс “0” соответствует параметрам торможения). В методических экспериментах по результатам измерения профиля скорости в поперечном сечении канала было установлено следующее: непосредственно перед участком нагрева формируется турбулентный пограничный слой толщиной $\delta = 10,5$ мм, а число Рейнольдса составляет $Re^{**} = 1,1 \cdot 10^4$. Число Маха в ядре потока Me (индекс “e” обозначает параметры на внешней границе пограничного слоя, т.е. в ядре потока), определяемое по измеренным значениям p_c/p_0 , уменьшается на нагреваемом участке вниз по течению в пределах 2,75...2,60 вследствие утолщения пограничного слоя на стенках канала. Число Стентона рассчитывалось по формуле

$$St = \frac{\alpha}{\rho_e w_e c_p},$$

где ρ_e — плотность, кг/м³, w_e — скорость, м/с, в ядре потока; c_p — удельная теплоемкость, Дж/(кг·К). Величина $\rho_e w_e$ вычислялась с помощью газодинамической функции расхода $q(M_e)$ по соотношению для воздуха ($k = 1,4$) [8]:

$$\rho_e w_e = 4,04 \cdot 10^{-2} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} q(M_e).$$

В ступенчатом канале эксперименты проводились при $h_S = 30$ мм, что обеспечивало геометрическую степень расширения потока 1:2. Согласно измерениям, число Маха непосредственно перед отрывом со ступеньки составляло $M_{eS} = 2,85$, толщина турбулентного пограничного слоя — $\delta_S = 3,5$ мм, а число Рейнольдса — $Re_S^* = 0,5 \cdot 10^4$.

Математическая модель и расчетный алгоритм. Численное моделирование выполнено с помощью пакета ANSYS 12. Для построения расчетной сетки использовали пакет ANSYS ICEM CFD, для расчета течений — пакет ANSYS Fluent. Процедура построения расчетной области, выбора граничных условий и решения адаптирована для непосредственного сравнения результатов расчета и экспериментальных данных.

Число ячеек структурированной расчетной сетки (высокого качества) составило около $9,2 \cdot 10^5$ элементов. Параметры сгущения к границам в пристеночных областях: размер первой ячейки (spacing) 0,0001 мм, коэффициент сгущения (ratio) 1,1 (рис. 2).

Интегрирование осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS), замкнутых стандартными моделями турбулентности $k-\omega$, $k-\varepsilon$ и Спаларта–Альмараса, осуществлялось с использованием распадной разностной схемы второго порядка аппроксимации типа Роэ (Roe-FDS). В качестве граничных условий принимались значения давления на входе в расчетную область и на выходе из нее (вид

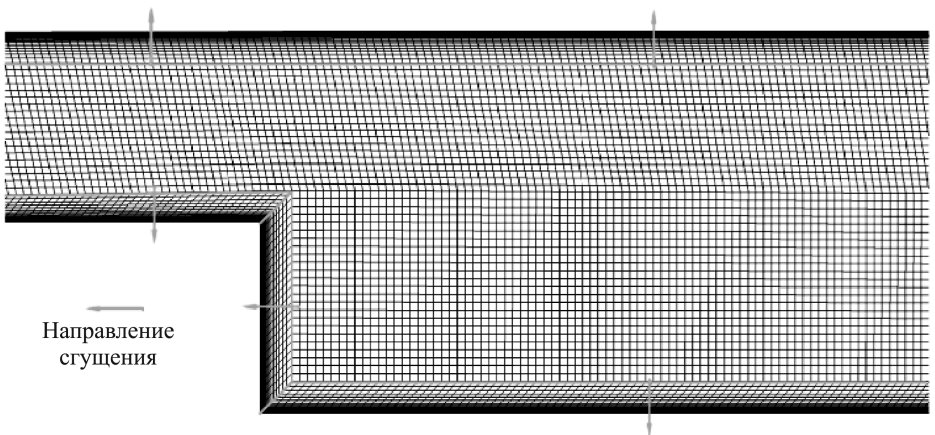


Рис. 2. Фрагмент сетки и блочной структуры в расчетной области ступенчатого канала

граничных условий в пакете ANSYS Fluent: pressure-inlet и pressure-outlet). Особенность численного моделирования заключалась в последовательном решении задачи на двух сетках: низкого качества — как начального приближения и высокого качества — как окончательного варианта решения.

Результаты методических физического и численного экспериментов по изучению теплоотдачи. Валидация вычислительного комплекса и тестирование методики теплофизического эксперимента были проведены в рамках задачи о теплообмене в турбулентном пограничном слое при безотрывном течении сверхзвукового потока в плоском канале постоянного сечения (численное моделирование выполнялось с применением модели турбулентности $k-\varepsilon$ и в соответствии с постановкой граничных условий в методических экспериментах на аэродинамической трубе).

Расчетные и экспериментальные данные по теплоотдаче были обработаны методом локального моделирования в соответствии с указаниями и соотношениями, приведенными в работе [3]. На рис. 3 представлены полученные результаты в виде зависимости числа Стентона St от числа Рейнольдса Re_T^{**} в пределах нагреваемого участка: от его начала и далее вниз по потоку. Установлена хорошая корреляция расчетных и экспериментальных данных.

С учетом влияния возмущающих факторов (сжимаемости, неизоэнтропичности, предвключенного адиабатного участка) было проведено

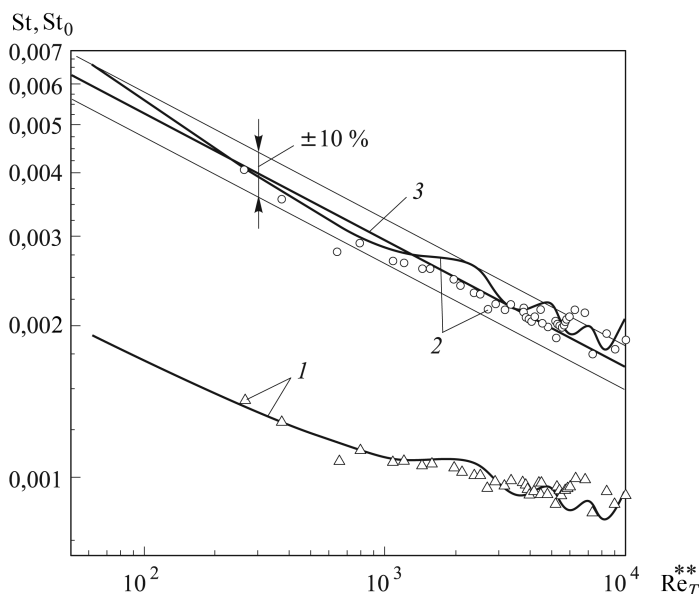


Рис. 3. Зависимости числа Стентона от числа Рейнольдса в пределах нагреваемого участка в плоскопараллельном канале:

— — расчетные данные; Δ , \circ — экспериментальные данные; 1 — St ; 2 — $St / [\Psi_{S\infty} f(x, x_0)]$; 3 — St_0

сравнение полученных расчетных и экспериментальных распределений числа Стентона St с законом теплообмена в стандартных условиях, который для значений $Re^{**} \leq 10^4$, характерных для условий проведения физического и численного экспериментов, имеет вид [3]

$$St_0 = 0,0128(Re_T^{**})^{-0,25} Pr^{-0,75},$$

где Pr — число Прандтля; индекс “0” обозначает стандартные условия теплообмена.

Для этого использовалось модифицированное выражение предельного относительного закона теплообмена

$$(St/St_0)_{Re_T^{**}} = \Psi_{S\infty} f(x, x_0).$$

Значение функции $\Psi_{S\infty}$, учитывающей влияние сжимаемости и неизоэнергичности, вычисляется по формулам, приведенным в работе [3], а значение функции $f(x, x_0)$, учитывающей влияние предвключенного адиабатного участка, — по формуле [9]

$$f(x, x_0) = \left(\frac{x - x_0}{x} \right)^{0,091},$$

где x — координата точки поверхности нагреваемого участка, отсчитываемая от критического сечения сопла вниз по потоку; x_0 — протяженность начального адиабатного участка ($x_0 = 895$ мм, см. рис. 1).

С учетом перечисленных возмущающих факторов отклонение значений числа Стентона St , полученных в физическом и численном экспериментах, от стандартного закона теплообмена не превышает 10% (см. рис. 3). Это свидетельствует о корректности проведенных вычислений и полученных экспериментальных данных.

Результаты исследования отрывного течения и теплообмена в ступенчатом канале. Расчет полей газодинамических параметров и распределения коэффициента теплоотдачи в ступенчатом канале проводился при относительно тонком по сравнению с высотой уступа $h_S = 30$ мм предотрывном турбулентном пограничном слое: $\delta_S/h_S \approx 0,1$. При этом число Маха в ядре потока перед отрывом в рассматриваемом канале со степенью расширения 1:2 составляло $Me_S = 2,9$, а число Рейнольдса — $Re_S^{**} = 0,5 \cdot 10^4$. Расчетные значения параметров предотрывного течения практически соответствуют условиям эксперимента. Численное моделирование показало наличие сложной ударно-волновой структуры потока, характерной для внутренних отрывных сверхзвуковых течений, когда наблюдается взаимодействие волн сжатия и разрежения, образование зон отрыва пограничного слоя в местах падения скачков уплотнения (рис. 4).

Детализация поля течения непосредственно за уступом демонстрирует область разворота и ускорения сверхзвукового потока в веере волн

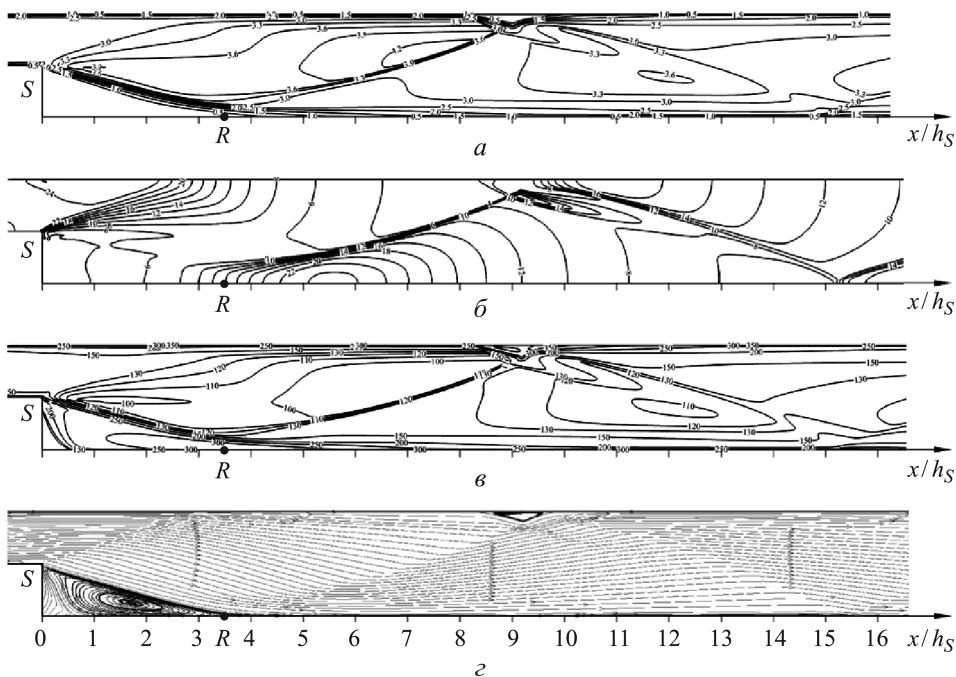


Рис. 4. Расчетные поля газодинамических параметров в ступенчатом канале (модель турбулентности $k-\varepsilon$, $q_c = 0$):

a — изомахи при значениях числа Маха 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,3; 3,6; 3,9; 4,2; *б* — изобары при значениях давления 4... 24 кПа с шагом 2; *в* — изотермы при значениях температуры 100; 110; 120; 130; 150; 200; 250; 300; 350; 400 К; *г* — линии тока

разрежения, дозвуковую возвратно-циркуляционную донную область со слабым изменением параметров, а также слой смешения со значительным градиентом скорости, зарождающийся на кромке уступа и присоединяющийся за ним в волнах сжатия, переходящих в криволинейный косой скачок уплотнения. Аналогичная картина наблюдалась и на интерферограммах поля течения, полученных в физическом эксперименте. Анализ картин линий тока и векторных полей скорости позволил сделать следующий вывод: положение точки R присоединения разделяющей линии тока (РЛТ), разграничивающей области прямого и возвратного течений, соответствует координате $x/h_s \approx 3,5$ (здесь и далее координата x отсчитывается от торцевой поверхности уступа вдоль стенки и вниз по потоку).

Численные исследования показали, что варьирование рассматриваемых моделей турбулентности незначительно влияет на результаты расчета газодинамической структуры течения, размеров и конфигурации зон отрыва, распределения давления на поверхности. Для примера на рис. 5 приведено сравнение расчетных и экспериментальных распределений давления на стенке за уступом в адиабатных условиях (p_S — давление на стенке перед отрывом).

Следует отметить удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных, в связи с чем трудно отдать предпочтение какому-либо варианту расчета. Распределение давления на стенке за уступом характеризуется ярко выраженным максимумом вблизи координаты $x/h_S = 5 \dots 6$, причем уровень давления здесь несколько превышает первоначальный, который был на стенке перед отрывом. Протяженность почти изобарической донной области с низким уровнем давления соответствует примерно $1,5 \dots 2,0$ высотам уступа, а наибольший градиент давления на стенке в направлении течения наблюдается именно в окрестности точки присоединения РЛТ.

Эксперименты и расчет показали, что теплоподвод за уступом в рассматриваемых условиях и в исследованном диапазоне $q_c \leq 10 \text{ кВт/м}^2$ не оказывает заметного влияния на распределение давления на стенке, а значит и на все поле течения.

Минимальные расчетные касательные напряжения на стенке за уступом наблюдаются в окрестности точки R присоединения РЛТ, а положение экстремально высоких значений этого параметра хорошо коррелирует с координатой наибольшего значения давления на стенке в области присоединения оторвавшегося пограничного слоя (рис. 6).

Распределение коэффициента теплоотдачи за уступом явно соответствует картине изменения давления на стенке: имеет место ярко выраженный минимум в донной области и максимум по завершении сжатия слоя смешения (рис. 7). Расчет теплоотдачи с помощью модели

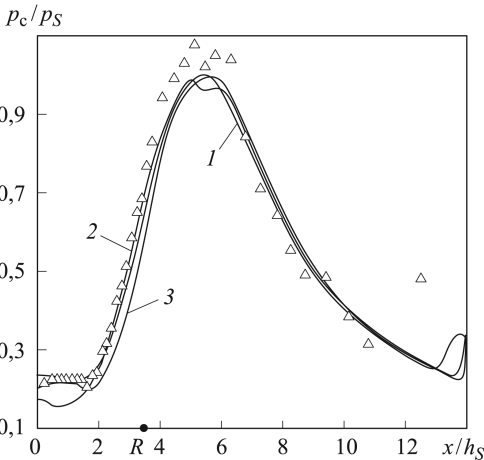


Рис. 5. Сравнение экспериментальных (точки) и расчетных (линии) распределений давления на стенке за уступом ($q_c = 0$) для моделей турбулентности $k-\epsilon$ (1), $k-\omega$ (2) и Спаларта-Альмараса (3)

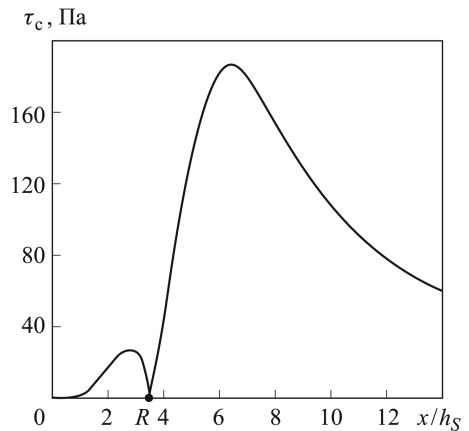


Рис. 6. Распределение расчетного касательного напряжения τ_c на стенке за уступом для модели турбулентности $k-\epsilon$

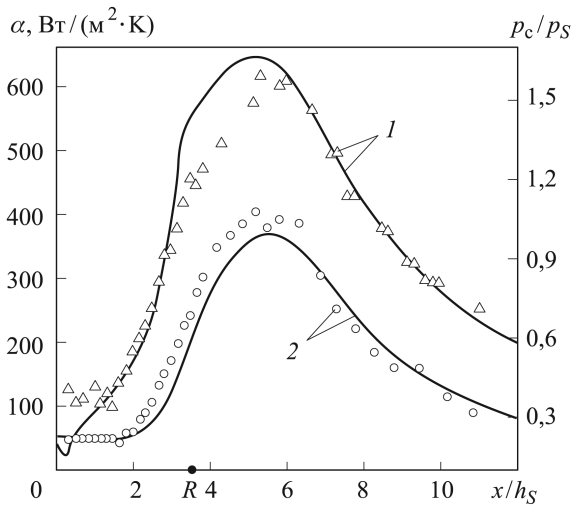


Рис. 7. Экспериментальные (точки) и расчетные (линии) распределения коэффициента теплоотдачи (1) и давления на стенке (2) за уступом, полученные с использованием модели турбулентности $k-\varepsilon$

турбулентности $k-\varepsilon$ неплохо соответствует результатам эксперимента за исключением значительной части донной области, где имеет место возвратное течение (это наблюдалось и в расчетах, где привлекались другие модели турбулентности, рассматриваемые в этом исследовании).

Причина расхождения расчетных и экспериментальных данных проиллюстрирована на рис. 8, где представлены поля температуры на стенке за уступом в условиях теплоизоляции поверхности и при теплообмене. Результаты вычислений и измерений адиабатной температуры стенки близки между собой. Характерно, что в распределении температуры T_c^* четко проявляется максимум, положение которого находится вблизи точки присоединения РЛТ. Расчетные значения температуры T_c^* в донной области явно не соответствуют экспериментальным значениям, что и приводит к некорректным значениям коэффициента α в непосредственной близости к торцу уступа.

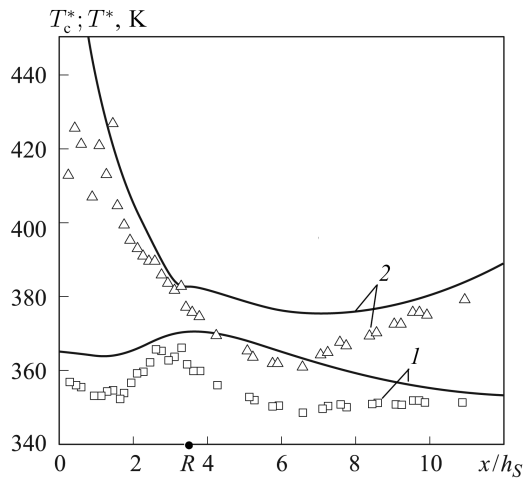


Рис. 8. Экспериментальные (точки) и расчетные (линии) распределения адиабатной температуры стенки T_c^* (1) и температуры стенки T_c (2) при теплообмене за уступом

В целом, как это следует из представленных результатов численного и физического экспериментов, имеет место похожая картина распределения коэффициента теплоотдачи, давления и касательного напряжения на стенке, от точки присоединения РЛТ и далее вниз по потоку.

Заключение. На основе сравнительного анализа расчетных и экспериментальных данных можно рекомендовать использованный вычислительный комплекс в качестве инструмента для проведения численных экспериментов по изучению газодинамики и теплообмена в ступенчатых каналах со сверхзвуковым течением и в широком диапазоне значений определяющих параметров (число Маха, геометрия канала, относительная толщина предотрывного турбулентного пограничного слоя и др.). Результаты таких экспериментов могут, например, стать основой для получения критериальных уравнений теплоотдачи в области экстремальных тепловых нагрузок. Дополнительного исследования требует способ моделирования теплообмена в возвратно-циркуляционном течении за уступом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чжен П. Отрывные течения. В 3-х т. М.: Мир, 1972–1973.
2. Мерцкирх В., Пейджд Р.Х., Флетчер Л.С. Обзор исследований теплообмена в областях отрыва и повторного присоединения течений сжимаемого газа // Аэрокосмическая техника. 1988. № 10. С. 133–140.
3. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985. 318 с.
4. Исаев С.А., Лукичев В.Ю., Носатов В.В., Садовников Г.С., Щеголев Н.Л. Численное моделирование процессов теплообмена в сверхзвуковых и гиперзвуковых течениях // Тр. 3-й Всеросс. нац. конф. по теплообмену (РНКТ-3). М.: МЭИ, 2002. С. 151–154.
5. Носатов В.В., Щеголев Н.Л. Экспериментальное исследование интенсификации теплообмена в канале при внезапном расширении сверхзвукового потока // Тез. докл. XI Всеросс. межвуз. науч.-техн. конф. “Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели”. 2000. С. 71.
6. Бедарев И.А., Федорова Н.Н. Расчет газодинамических параметров и теплообмена в сверхзвуковых турбулентных отрывных течениях в окрестности уступов // ПМТФ. 2001. Т. 42. № 1. С. 56–64.
7. Епифанов В.М., Носатов В.В., Щеголев Н.Л. Экспериментальное определение профиля скорости и интегральных характеристик сверхзвукового пограничного слоя пневмометрическим методом. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. 35 с.
8. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1. М.: Наука, 1991. 600 с.
9. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 238 с.

REFERENCES

- [1] Chang P.K. Separation of flow. Washington, Pergamon Press, 1970. (Russ. ed.: Chzhen P. Otryvnye techeniya. Moscow, Mir Publ., 1972–1973.)

- [2] Merzkirch W., Page R.H., Fletcher L.S. A survey of heat transfer in compressible separated and reattached flows. *AIAA J.*, 1988, vol. 26, no. 2, pp. 144–150. doi: 10.2514/3.9865
- [3] Kutateladze S.S., Leont'ev A.I. *Teplomassoobmen i trenie v turbulentnom pogranchnom sloe* [Heat and mass transfer and friction in a turbulent boundary layer]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1985. 318 p.
- [4] Isaev S.A., Lukichev V.Yu., Nosatov V.V., Sadovnikov G.S., Shchegolev N.L. Numerical modeling of heat and mass transfer in supersonic and hypersonic flows. *Tr. 3 Vseross. nats. konf. po teploobmenu* [Proc. 3rd All-Russ. Nat. Conf. on Heat Transfer]. Moscow, 2002, pp. 151–154 (in Russ.).
- [5] Nosatov V.V., Shchegolev N.L. Experimental study of heat transfer in a channel with a sudden expansion of the supersonic flow. *Tez. dokl. 11 Vseross. mezhvuz. nauch.-tekhn. konf. "Gazoturbinnye i kombinirovannye ustanovki i dvigateli"* [Proc. 11 All-Russ. Interuniv. Sci. Tech. Conf. "Gas-turbine and combined engines and motors"]. Moscow, 2000, p. 71 (in Russ.).
- [6] Bedarev I.A., Fedorova N.N. Computation of gas-dynamic parameters and heat transfer in supersonic turbulent separated flows near backward-facing steps. *J. Appl. Mech. Tech. Phys.*, 2001, vol. 42, no. 1, pp. 49–56. doi: 10.1023/A:1018800426418
- [7] Epifanov V.M., Nosatov V.V., Shchegolev N.L. Eksperimental'noe opredelenie profilya skorosti i integral'nykh kharakteristik sverkhzvukovogo pogranchnogo sloya pnevmetricheskim metodom [Experimental determination of the velocity profile and integral characteristics of a supersonic boundary layer by a pneumometric method]. Moscow, MGТУ im. N.E. Baumana Publ., 1996. 35 p.
- [8] Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. Ch. 1. Moscow, Nauka Publ., 1991. 600 p.
- [9] Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Wall gas curtains]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983. 238 p.

Статья поступила в редакцию 26.06.2013

Валерий Васильевич Носатов — старший преподаватель кафедры “Теплофизика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 25 научных работ в области механики жидкости и газа, теплообмена, энергетических и двигательных установок.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

V.V. Nosatov — senior teacher of “Thermal Physics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 25 publications in the field of mechanics of liquid and gas, heat and mass transfer, power and propulsion units.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Павел Александрович Семенёв — аспирант кафедры “Теплофизика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор одной научной работы в области механики жидкости и газа, теплообмена, численного моделирования.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

P.A. Semenyov — post-graduate of “Thermal Physics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of a publication in the field of mechanics of liquid and gas, heat and mass transfer, numerical simulation.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.