

Расчетно–экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением

09, сентябрь 2013

DOI: 10.7463/0913.0605814

Носатов В. В., Семенёв П. А.

УДК 536.24, 621.9

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

semenyov@gmail.com***1. Введение***

Одной из наиболее интересных и актуальных проблем сверхзвуковой газодинамики является изучение и моделирование течений с отрывом и последующим присоединением турбулентного пограничного слоя. В таких течениях, как показывает практика и специальные экспериментальные исследования, 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 подобных 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 и присоединением турбулентного пограничного слоя 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 разнятся. Математическое моделирование такого течения представляет собой трудную задачу. Численному исследованию сверхзвуковых турбулентных отрывных течений посвящено большое количество работ. Обзор литературных данных, проведенный в [6], показывает, что в настоящее время при проведении инженерных расчетов 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 при использовании моделей турбулентности, разработанных для данного класса течений. В этом случае удастся достаточно достоверно определить протяженность отрывных зон, описать газодинамическую структуру течения, получить распределения давления и трения на поверхности. Однако, это не означает, что правильно будут определены коэффициенты теплоотдачи. Это связано с тем, что параметры теплообмена в большей степени, чем другие параметры, зависят от уровня турбулентности потока. Таким образом, расчетом теплообмена проверяется применимость модели турбулентности для условий неравновесного, возмущенного скачками уплотнения и волнами разрежения пограничного слоя.

В настоящем исследовании рассматривается 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 рассматриваемых условиях.

2. Экспериментальная установка, методика измерений и условия проведения опытов

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана, которая является установкой непрерывного действия закрытого типа. В ходе настоящего 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 (индекс «s» здесь и далее соответствует параметрам перед отрывом пограничного слоя со ступеньки). В обоих случаях использовалось сопло, спроектированное на число Маха $M = 3,0$ в выходном сечении. Особенностью установки являлось то, что участок теплообмена длиной 500 мм располагался непосредственно за

предвключенным адиабатным участком во всех случаях вне зависимости от постановки задачи исследования (на рис. 1 протяженность адиабатного участка указана, начиная от критического сечения сопла).

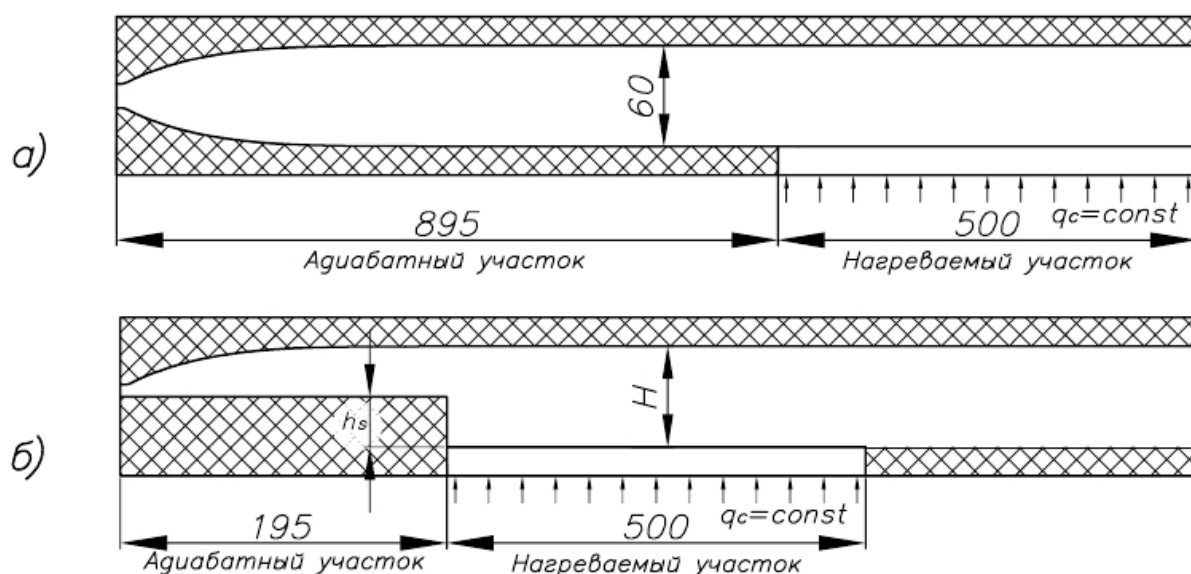


Рис. 1. Схемы рабочей части аэродинамической трубы: а - плоскопараллельный канал, б - канал с уступом.

Для изучения теплоотдачи применялся метод ленточной электрометрии. Участок теплообмена был выполнен из тонкой фольги (нержавеющая 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), учитывая предполагаемые размеры и конфигурацию 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 по формуле

$$\alpha = q_c / (T_C - T_C^*) ,$$

где q_c - плотность теплового потока на стенке, Вт/м²; индекс «с» здесь и далее соответствует параметрам на стенке, а индекс «*» означает 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 определялись на основе пневмометрических зондовых измерений с помощью микронасадка Пито по методике, изложенной в [7].

Весь комплекс настоящих исследований проводился на стационарном режиме работы трубы примерно при одинаковых значениях параметров торможения в ресивере: давление $p_0 \approx 0,76 \text{ МПа}$, температура $T_0 \approx 385 \text{ К}$ (индекс «0» соответствует параметрам торможения). В методических экспериментах по результатам измерения профиля скорости в поперечном сечении канала было установлено, что непосредственно перед участком нагрева формировался турбулентный пограничный слой толщиной $\delta = 10,5 \text{ мм}$, а число Рейнольдса составляло величину $\text{Re}^{**} = 1,1 \times 10^4$. Число Маха в ядре потока, которое определялось по измеренным значениям p_c / p_0 , уменьшалось на нагреваемом участке вниз по течению в пределах $M_e = 2,75 \dots 2,6$ вследствие утолщения пограничного слоя на стенках канала (индекс «e» соответствует параметрам на внешней границе пограничного слоя, т.е. в ядре потока). Число Стентона рассчитывалось по формуле

$$St = \alpha / (\rho_e w_e c_p),$$

где ρ_e - плотность в ядре потока, кг/м^3 ; w_e - скорость в ядре потока, м/с ; c_p - удельная теплоемкость, $\text{Дж/(кг}\cdot\text{К)}$. Величина $(\rho w)_e$ вычислялась с использованием газодинамической функции расхода $q(M_e)$ по известному соотношению для воздуха ($k=1,4$) [8]:

$$(\rho w)_e = 4,04 \times 10^{-2} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} q(M_e)$$

В ступенчатом канале опыты проводились при значении $h_s = 30 \text{ мм}$, что обеспечивало геометрическую степень расширения потока 1:2. По данным измерений непосредственно перед отрывом со ступеньки число Маха имело значение $M_{es} = 2,85$, толщина турбулентного пограничного слоя $\delta_s = 3,5 \text{ мм}$, а число Рейнольдса $\text{Re}_s^{**} = 0,5 \times 10^4$.

3. Математическая модель и расчетный алгоритм.

Численное моделирование выполнено с применением пакета ANSYS 12. Для построения расчетной сетки использовался ANSYS ICEM CFD, непосредственно для расчета течений применялся 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 порядка $9,2 \times 10^5$ элементов. Параметры сгущения к границам в пристеночных областях: величина первой ячейки (spacing) - 0,0001 мм, коэффициент сгущения (ratio) - 1,1 (рис. 2).

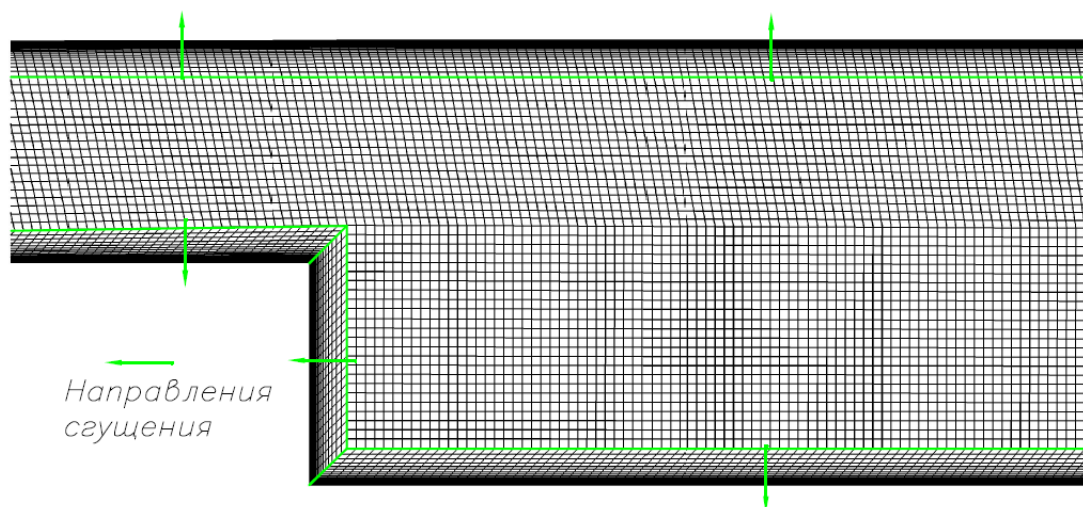


Рис. 2. Фрагмент сетки и блочной структуры в расчетной области ступенчатого канала

Интегрирование осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), замкнутых стандартными моделями турбулентности $k - \omega$, $k - \varepsilon$ и Spalart-Allmaras, 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 граничных во 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.

4. 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 использованием $k - \varepsilon$ модели турбулентности и согласно с постановкой граничных условий в методических экспериментах на аэродинамической трубе).

Обработка расчетных и опытных данных по теплоотдаче была выполнена с применением метода локального моделирования в соответствии с указаниями и соотношениями, приведенными в [3]. На рис. 3 представлены полученные результаты в виде зависимости числа

St от числа Re_T^{**} в пределах нагреваемого участка, считая от его начала и далее вниз по потоку.

Как видно, имеется хорошая корреляция данных расчета и эксперимента.

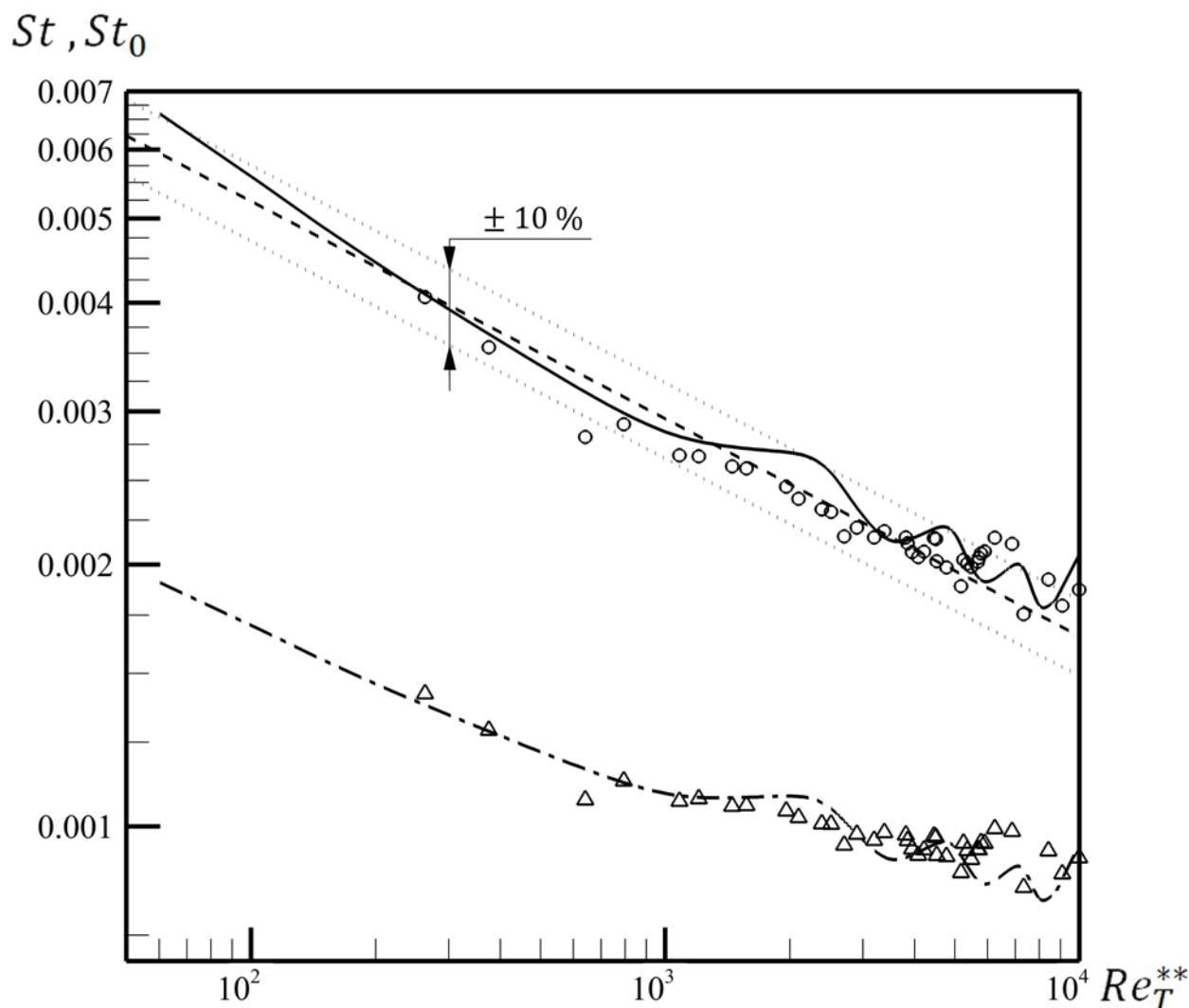


Рис. 3. Сопоставление расчетных (линии) и экспериментальных (точки) данных по теплоотдаче в плоскопараллельном канале и сравнение результатов со стандартным законом теплообмена:

$$\Delta, -\cdot-\cdot-\cdot- - St, O, — - St/[\Psi_{s\infty} \cdot f(x, x_0)], - - - - - - St_0.$$

С учетом влияния возмущающих факторов (сжимаемости, неизотермичности, предвключенного адиабатного участка) было проведено сравнение полученных расчетных и экспериментальных распределений числа St с законом теплообмена в стандартных условиях, который для значений числа $Re^{**} \leq 10^4$, 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» означает стандартные условия теплообмена.

Для этого использовалось модифицированное выражение предельного относительного закона теплообмена в виде

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

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

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

где x - координата точки поверхности нагреваемого участка, отсчитываемая от критического сечения сопла вниз по потоку; x_0 - протяженность начального адиабатного участка (на рис. 1 $x_0 = 895 \text{ мм}$).

На рис. 3 видно, что с учетом указанных возмущающих факторов отклонение значений числа St , полученных в физическом и численном экспериментах, от стандартного закона теплообмена не превышает 10%. Это свидетельствует о корректности проведенных вычислений и полученных опытных данных.

5. 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, а именно при значении $\delta_s / h_s \approx 0,1$. При этом число Маха в ядре потока перед отрывом в рассматриваемом канале со степенью расширения 1:2 составляло $M_{es} = 2,9$, а число $Re_s^{**} = 0,5 \times 10^4$. Как видно, расчетные параметры предотрывного течения практически соответствовали условиям эксперимента.

Численное моделирование показало наличие сложной ударноволновой 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).

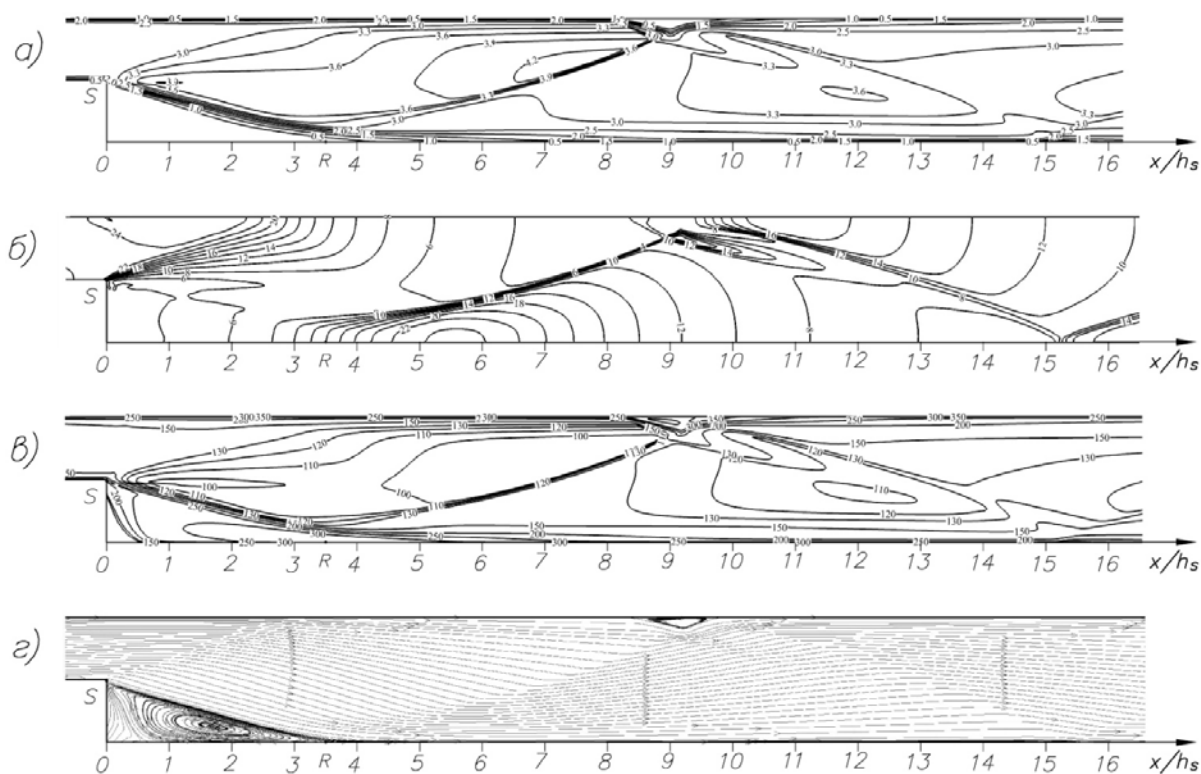


Рис. 4. Расчетные поля газодинамических параметров в ступенчатом канале (модель турбулентности $k - \varepsilon$, $q_c = 0$): а - изомахи (изолинии соответствуют числам Маха: 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,3; 3,6; 3,9; 4,2); б - изобары (изолинии соответствуют значениям давления, кПа, от 4 до 24 с шагом 2); в - изотермы (изолинии соответствуют значениям температуры, К: 100; 110; 120; 130; 150; 200; 250; 300; 350; 400); г - линии тока.

Детализация поля течения непосредственно за уступом демонстрирует область разворота и ускорения сверхзвукового потока в веере волн 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 вывод, что положение точки R присоединения разделяющей линии тока (РЛТ), разграничивающей области прямого и возвратного течений, соответствует координате $x/h_s \approx 3,5$ (координата x здесь и далее отсчитывается от торцевой поверхности уступа вдоль стенки и вниз по потоку).

Численные исследования показали, что варьирование рассматриваемых моделей турбулентности сказывается незначительно на результатах расчета газодинамической структуры течения, размеров и конфигурации отрывных зон, распределения давления на

поверхности. На рис. 5 для примера приведено сопоставление расчетных и экспериментальных распределений давления на стенке за уступом в адиабатных условиях (p_s - давление на стенке перед отрывом).

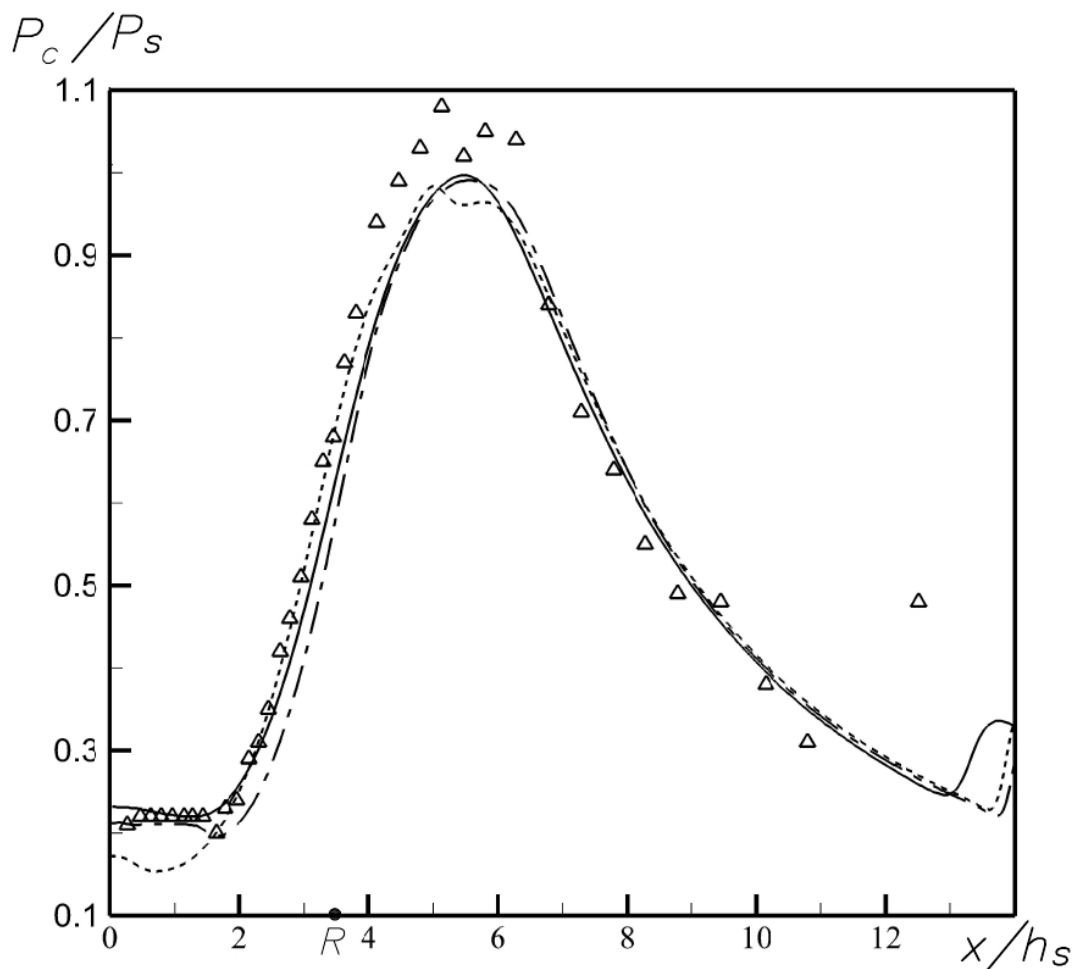


Рис. 5. Сравнение экспериментальных (точки) и расчетных (линии) распределений давления на стенке за уступом ($q_c = 0$): ——— модель турбулентности $k - \varepsilon$, - - - - - модель турбулентности $k - \omega$, - · - · - модель турбулентности Spalart – Allmaras.

Отмечая удовлетворительное согласие результатов вычислений и опытных данных трудно отдать предпочтение какому-либо варианту расчета. Видно, что распределение давления на стенке за уступом характеризуется ярко выраженным максимумом вблизи координаты $x / h_s = 5...6$, 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 ... 2 высотам (калибрам) 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 $q_C \leq 10$ кВт/м² не оказывает заметного влияния на распределение давления на стенке, а значит и на всё 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).

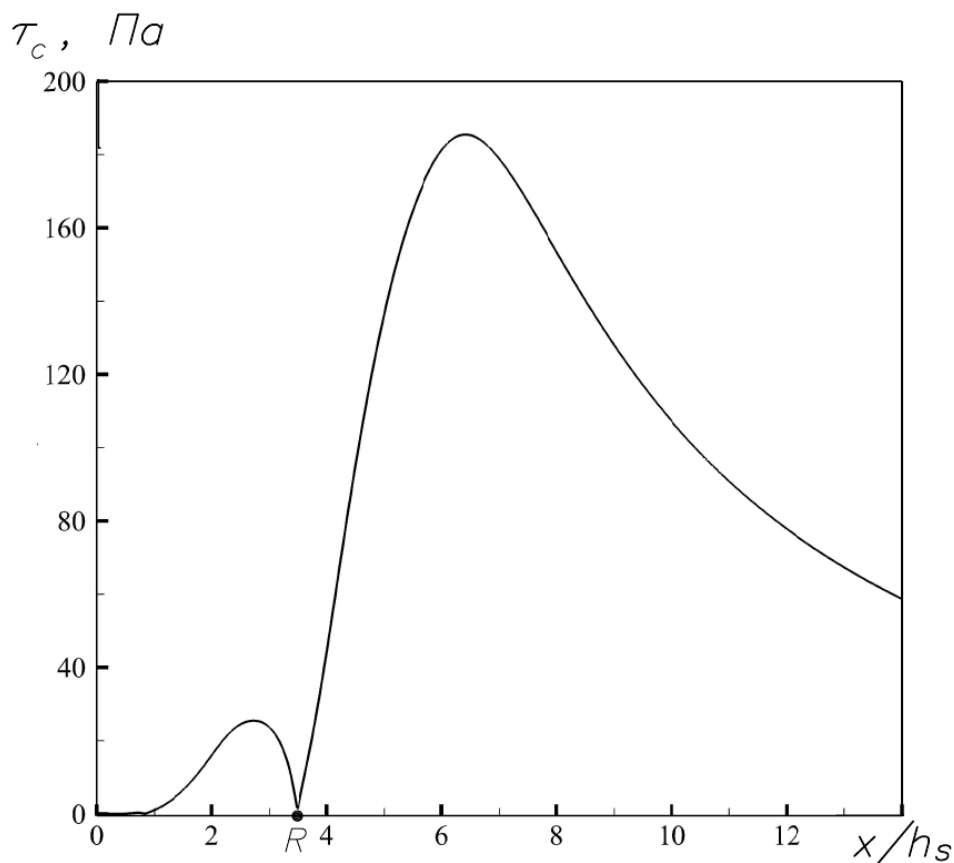


Рис. 6. Распределение расчетного касательного напряжения τ_c , Па, на стенке за уступом (модель турбулентности $k - \varepsilon$).

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).

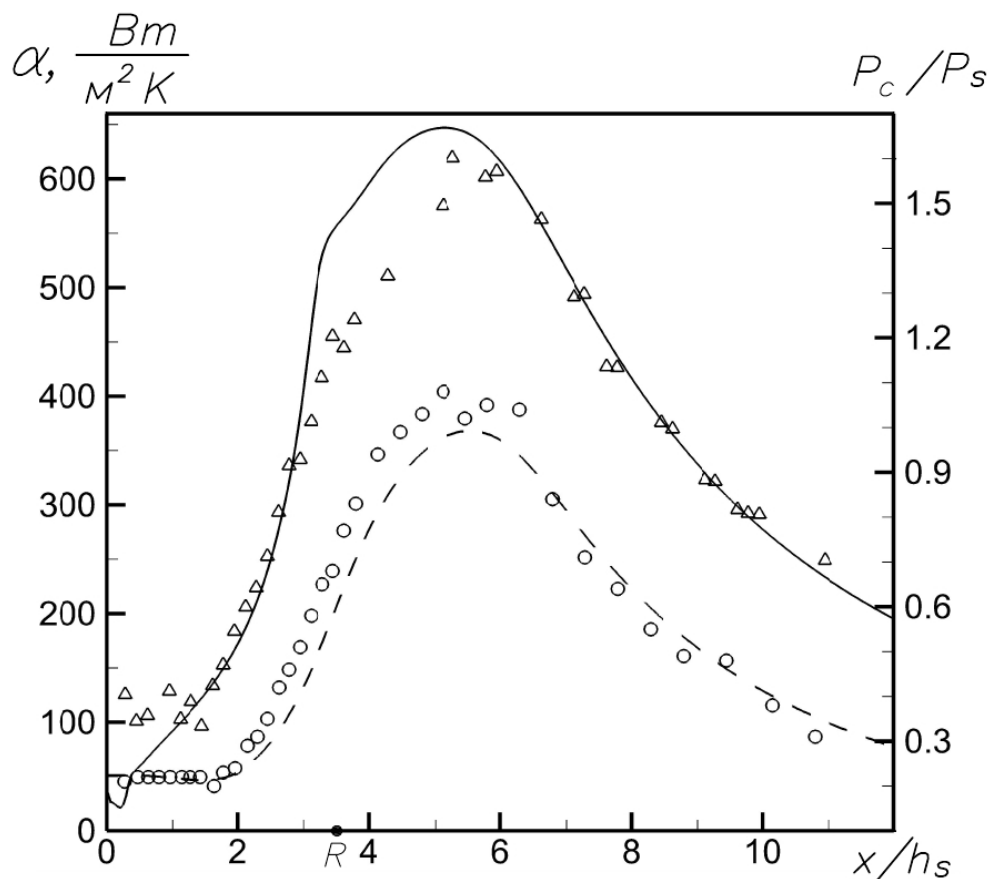


Рис. 7. Распределение давления на стенке и коэффициента теплоотдачи за уступом: точки - эксперимент, линии - расчет с использованием модели турбулентности $k - \varepsilon$: —, Δ - α , - - - - - , O - p_c / p_s .

Видно, что расчет теплоотдачи с применением $k - \varepsilon$ модели турбулентности неплохо соответствует результатам опыта за исключением значительной части донной области, где имеет место возвратное течение (это наблюдалось и в расчетах, где привлекались другие модели турбулентности среди рассматриваемых в данном исследовании).

Причину расхождения данных численного моделирования и эксперимента иллюстрирует рис. 8, где представлены поля температуры на стенке за уступом в условиях теплоизоляции поверхности и при теплообмене.

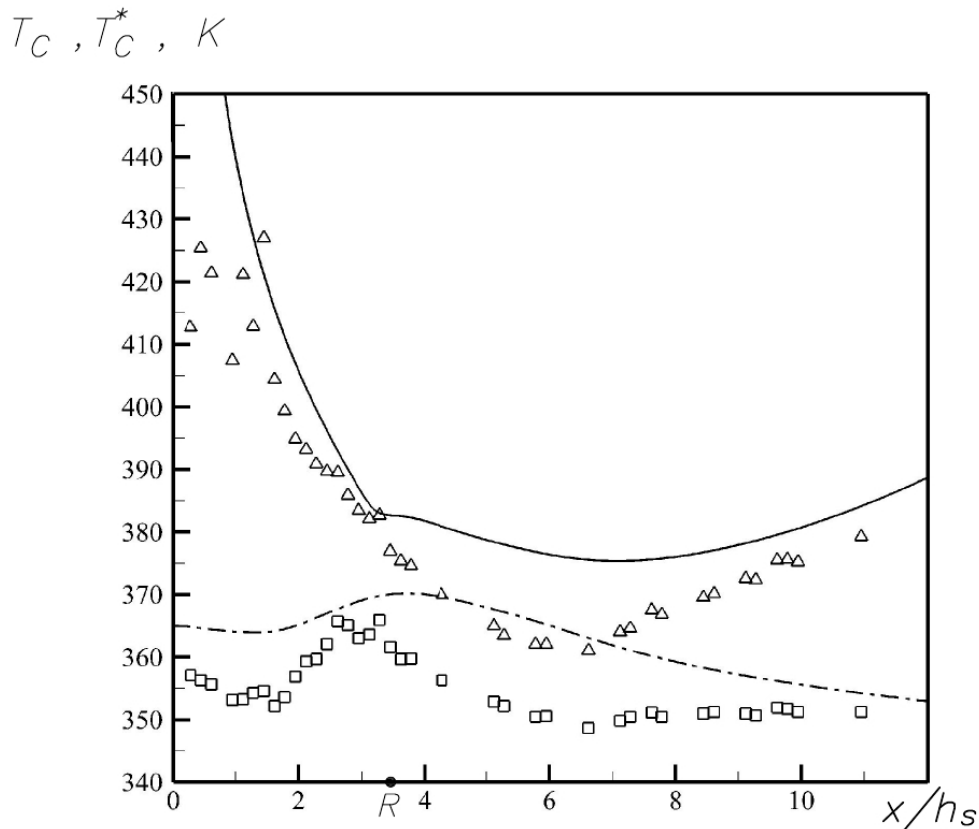


Рис. 8. Сравнение экспериментальных (точки) и расчетных (линии) распределений адиабатной температуры стенки T_C^* и температуры стенки T_C при теплообмене за уступом: — , Δ - T_C , - - - - - , $\square$ - T_C^* .

Видно, что результаты вычислений и измерений адиабатной температуры стенки близки между собой. Характерно, что в распределении T_C^* четко проявляется максимум, положение которого находится вблизи точки присоединения РЛТ. Расчет T_C в донной области явно не соответствует эксперименту, что и приводит к некорректным значениям α в непосредственной близости к торцу уступа.

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.

6. Заключение

На основе сравнительного анализа результатов расчета и опытных данных представляется возможным 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 определяющих параметров (число Маха, геометрия канала, относительная толщина предотрывного турбулентного пограничного слоя, и др.). Результаты таких экспериментов могут, например, послужить основой для получения критериальных уравнений теплоотдачи в области экстремальных тепловых нагрузок. Дополнительного исследования требует способ моделирования теплообмена в возвратно-циркуляционном течении за уступом.

Список литературы

1. Чжен П. Отрывные течения: пер. с англ. В 3 т. Т. 3. М.: Мир, 1973. 334 с. [Chang P.R. Separation of Flow. Oxford: Pergamon Press, 1970.].
2. Мерцкирх В., Пейдж Р.Х., Флетчер Л.С. Обзор исследований теплообмена в областях отрыва и повторного присоединения течений сжимаемого газа // Аэрокосмическая техника (пер. с англ. материалов из журналов Американского института аэронавтики и астронавтики). 1988. № 10. С. 133 - 140. [Merzkirch W., Page R.H., Fletcher L.S. A survey of heat transfer in compressible separated and reattached flows // AIAA Journal. 1988. Vol. 26, no. 2. P. 144-150. DOI: 10.2514/3.9865].
3. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен 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 тепломассообмена в сверхзвуковых и гиперзвуковых течениях // Труды 3-ей Всероссийской национальной конференции 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 // Тезисы докл. XI Всероссийской межвузовской научно-технической конференции "Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели". М.: ГПНТБ, 2000. С. 71.
6. Бедарев И.А., Фёдорова Н.Н. Расчет газодинамических параметров и теплообмена в сверхзвуковых турбулентных отрывных течениях в окрестности уступов // Прикладная механика и техническая физика. 2001. Т. 42, № 1. С. 56 -64.
7. Елифанов 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.

Numerical and experimental study of a supersonic separated turbulent flow and local heat transfer in a flat channel with sudden expansion.

09, September 2013

DOI: [10.7463/0913.0605814](https://doi.org/10.7463/0913.0605814)

Nosatov V.V., Semenev P.A.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation

semenyov@gmail.com

In this paper the authors present results of their numerical and experimental study of a supersonic separated flow and heat transfer in a flat channel with a sudden one-sided expansion at Mach number $M \approx 3$ and with the presence of a turbulent boundary layer before separation. The numerical model was based on RANS (Reynolds Average Navier – Stokes Equations) with $k-\omega$, $k-\varepsilon$ and Spalart – Allmaras turbulence models. Computational fields of main gas-dynamic parameters in a stepped channel were also given. Comparison of numerical distributions with experimental data for wall pressure and heat-transfer coefficient downstream of a bench was carried out. A correlation analysis of the obtained velocity fields, wall pressure and friction, heat transfer coefficient in the area of separation and reattachment of turbulent boundary layer was also conducted.

Publications with keywords: [heat exchange](#), [boundary layer](#), [turbulence](#), [supersonic flow](#), [separated flow](#), [compression shock](#)

Publications with words: [heat exchange](#), [boundary layer](#), [turbulence](#), [supersonic flow](#), [separated flow](#), [compression shock](#)

References

1. Chang P.R. *Separation of Flow*. Oxford, Pergamon Press, 1970. (Russ. ed.: Chang P. *Otryvnye techeniya*. V 3 t. T. 3. Moscow, Mir, 1973. 334 p.).
2. Merzkirch W., Page R.H., Fletcher L.S. A survey of heat transfer in compressible separated and reattached flows. *AIAA Journal*, 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 pograničnom sloe* [Heat-mass-exchange and friction in turbulent boundary layer]. Moscow, Energoatomizdat, 1985. 318 p.
4. Isaev S.A., Lukichev V.Yu., Nosatov V.V., Sadovnikov G.S., Shchegolev N.L. Chislennoe modelirovanie protsessov teplomassoobmena v sverkhzvukovykh i giperzvukovykh techeniyakh [Numerical modeling of heat and mass transfer in supersonic and hypersonic flows]. *Trudy 3-ey Vserossiyskoy natsional'noy konferentsii po teploobmenu (RNKT-3)* [Proc. of the 3rd All-Russian National Conference on Heat Transfer (RNKT-3)]. Moscow, MEI Publ., 2002, pp. 151 -154.

5. Nosatov V.V., Shchegolev N.L. Eksperimental'noe issledovanie intensifikatsii teploobmena v kanale pri vnezapnom rasshirenii sverkhzvukovogo potoka [Experimental study of heat exchange intensification in channel at the sudden expansion of supersonic flow]. *Tezisy dokl. 11-oy Vserossiyskoy mezhvuzovskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Gazoturbinye i kombinirovannyye ustanovki i dvigateli"* [Abstracts of the 11th All-Russian Inter-University Scientific and Technical Conference "Gas turbine and combined engines and motors"]. Moscow, GPNTB Publ., 2000, p. 71.
6. Bedarev I.A., Fedorova N.N. Raschet gazodinamicheskikh parametrov i teploobmena v sverkhzvukovykh turbulentnykh otryvnykh techeniyakh v okrestnosti ustupov [Computation of Gas-Dynamic Parameters and Heat Transfer in Supersonic Turbulent Separated Flows near Backward-Facing Steps]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2001, vol. 42, no. 1, pp. 56 -64. (English Translation: *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2001, vol. 42, iss. 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 pogranichnogo sloya pnevmometricheskim metodom [Experimental determination of the velocity profile and integral characteristics of a supersonic boundary layer by pneumometric method]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 1996. 35 p.
8. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika. V 2 ch. Ch.1* [Applied gas dynamics. In 2 pts. Pt. 1]. Moscow, Nauka, 1991. 600 p.
9. Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Wall-mounted gas curtains]. Novosibirsk, Nauka, 1983. 238 p.