

Аннотация тестовой задачи

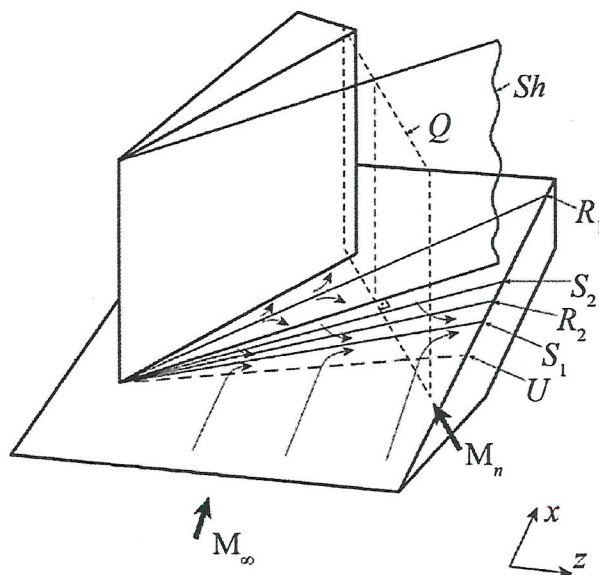
«Тепловой поток в области отрывного течения из-под скачка уплотнения на плоской острой пластине с установленным на ней вертикальным клином»

С.М. Босняков, В.Е. Мошаров, В.А. Талызин

Течение описанного типа возникает в окрестности щеки плоского сверхзвукового воздуховоронника, а также в местах сопряжения консоли крыла или киля с фюзеляжем [1]. Основные результаты данной тестовой задачи опубликованы в [2].

В рамках тестовой задачи рассматривается стационарное (осредненное по времени) отрывное течение, возникающее на поверхности пластины с установленным на ней острым клином с углом 15° при сверхзвуковой скорости набегающего потока. Клин находится на некотором расстоянии от передней кромки пластины, что оказывается достаточным для турбулизации потока в условиях естественного перехода. Геометрические параметры модели опубликованы [3]. На рисунке 1 приведены схемы течения.

Основу модели [3] составляет плоская пластина l , острая передняя кромка которой имеет некоторый угол скоса.



a)

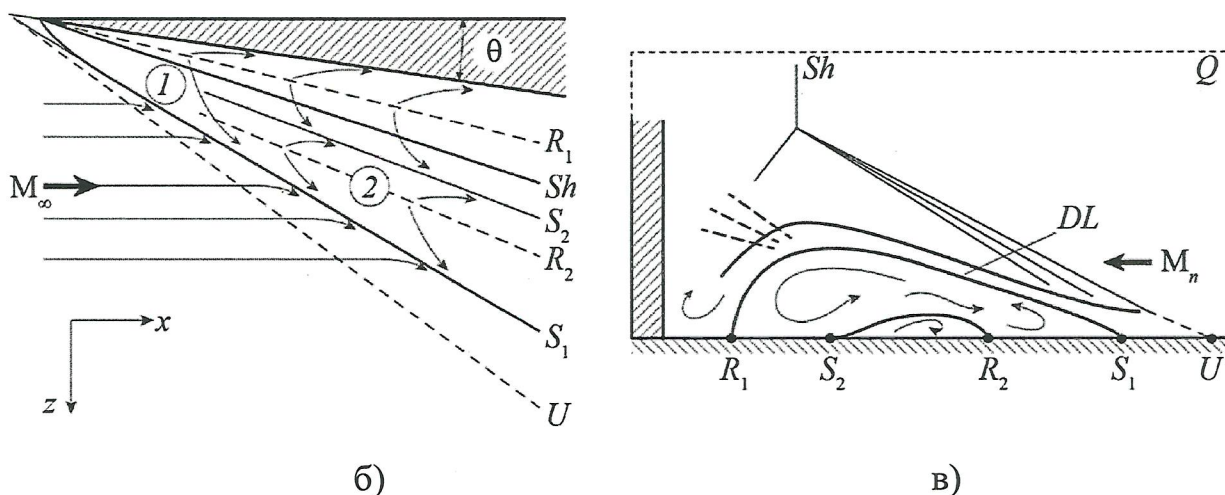


Рисунок 1 – Схемы обтекания клина: изометрия (а), вид сверху на пластину (б), вид в плоскости Q (в). 1 – начальная область, 2 – квазиконическая область, S_1, S_2 – линии отрыва, R_1, R_2 – линии присоединения, Sh – скачок клина, DL – разделяющая линия тока, U – скачок отрыва потока

Экспериментальные исследования для подготовки тестовой задачи проводились в аэродинамической трубе (АДТ) УТ-1М ЦАГИ [4], работающей по схеме трубы Людвиг (рисунок 2).

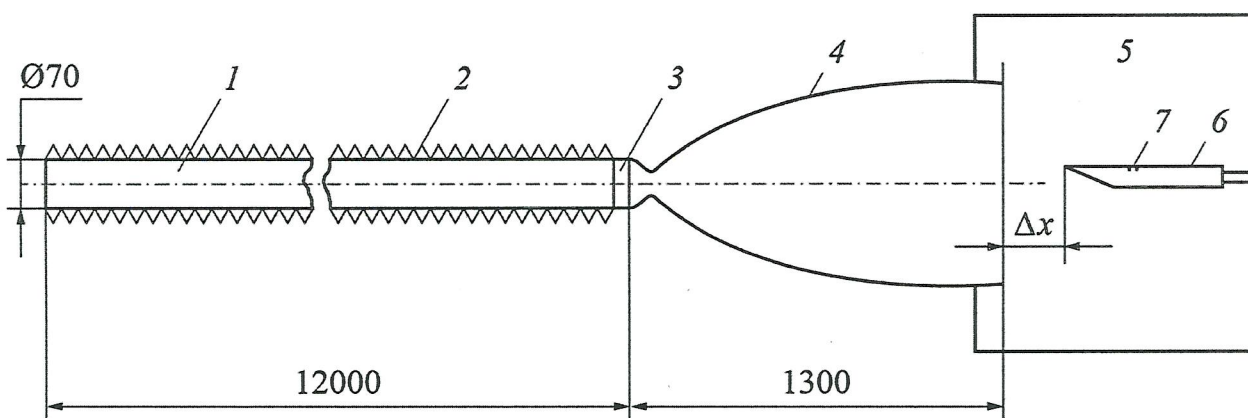


Рисунок 2 – Схема АДТ УТ-1М

Для предотвращения конденсации воздуха канал заранее нагревается с помощью омического нагревателя 2, и его температура поддерживается постоянной во время экспериментов.

Поля течения измерены на разных расстояниях от среза сопла при вертикальном положении гребенки в плоскости симметрии канала.

Определено среднее число и неравномерности числа Маха в области расположения тестовой модели. Тепловые поля измерены с помощью гребенки калориметров. Тепловой поток пересчитан в температуру торможения по формуле Фэя–Ридделла.

На основе предыдущих исследований пульсаций давления в потоке сделан вывод, что их определяет звук, который излучается турбулентным пограничным слоем на стенках сопла. Показано, что относительные среднеквадратичные пульсации акустического фона слабо зависят от давления торможения и числа Рейнольдса. Экспериментальные данные хорошо ложатся на эмпирическую кривую зависимости пульсаций от числа Маха, полученную по измерениям в различных трубах.

Для определения теплового потока применяется метод люминесцентных преобразователей температуры [5] ЛПТ, который измеряет распределение температуры поверхности модели в заданный момент времени. При этом, используя начальную температуру модели и ее теплофизические характеристики, вычисляется тепловой поток q . В результате получаются значения коэффициента теплоотдачи α^* и числа Стантона St :

$$St = \frac{\alpha^*}{\rho_\infty u_\infty c_p} = \frac{q}{(T_r - T_{\text{нач}}) \rho_\infty u_\infty c_p}, \quad (1)$$

T_r – температура восстановления (может заменяться на температуру торможения T_0 , получаемое при этом число Стантона обозначается, как St_0), $T_{\text{нач}}$ – начальная температура поверхности модели. В результате обработки экспериментальных данных определяется распределение числа St в выделенных сечениях.

Выполнено сравнение результатов, полученных методом ЛПТ-слоя с методом «тонкой стенки», которое показывает, что результаты «неплохо» согласуются, но есть области, где пиковые значения отличаются.

Кроме этого, проведено сравнение полученных экспериментальных данных с расчетом по методу Авдуевского для оценки возможных погрешностей. Метод Авдуевского выбран в связи с тем, что он хорошо исследован для случая плоской пластины и дает надежные результаты в выбранном диапазоне параметров. Сопоставление показывает, что отличие эксперимента от расчета достигают наибольших значений на начальном участке пластины.

Определены линии начала и конца ламинарно-турбулентного перехода на поверхности пластины. В области развитого отрывного течения все характеристики течения слабо изменяются вдоль лучей, исходящих из некоторого полюса. После обработки экспериментальных данных получены характерные линии скачка уплотнения U , линий отрыва S_1 и S_2 , линии присоединения R_1 (обозначения по рисунку 1).

При использовании данных тестовой задачи необходимо по заданной геометрии и граничным условиям определить геометрические параметры течения, а также тепловые потоки (числа St_0) в выделенных сечениях. Результаты расчета необходимо сопоставить с экспериментальными данными и провести оценку ошибки с вычислением среднеквадратичных и пиковых отклонений.

Расчет необходимо проводить так, что на поверхности тела выполняется условие прилипания. Стенка модели считается изотермической с известной температурой. На входе в расчетную область задается втекание сверхзвукового потока с известными параметрами. На внешних границах выполняется условие отсутствия отражений для всех возмущений. В качестве начального поля могут использоваться параметры набегающего потока. Положение и размеры области ЛТП настраивается с учетом экспериментальных данных.

Математическая модель пластины (рисунок 3) с установленным на ней вертикальным клином соответствует экспериментальной модели.

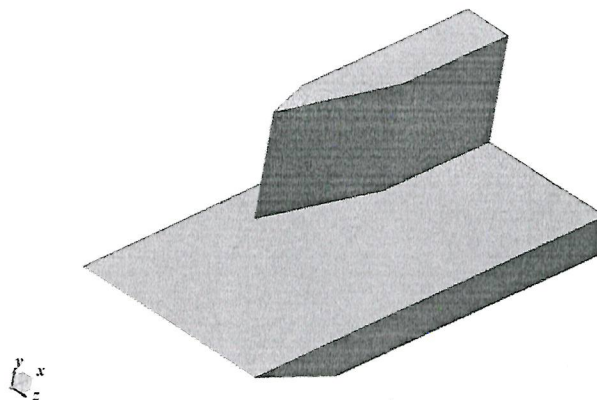


Рисунок 3 – Математическая модель (вид спереди сбоку)

Математическая модель доработана путем добавления вставки к пластине размером 50 мм по направлению z . Вставка предназначена для того, чтобы обеспечить непопадание скачка уплотнения от обратной поверхности клина на границу расчетной области, расположенную на боковой границе пластины (рисунок 4).

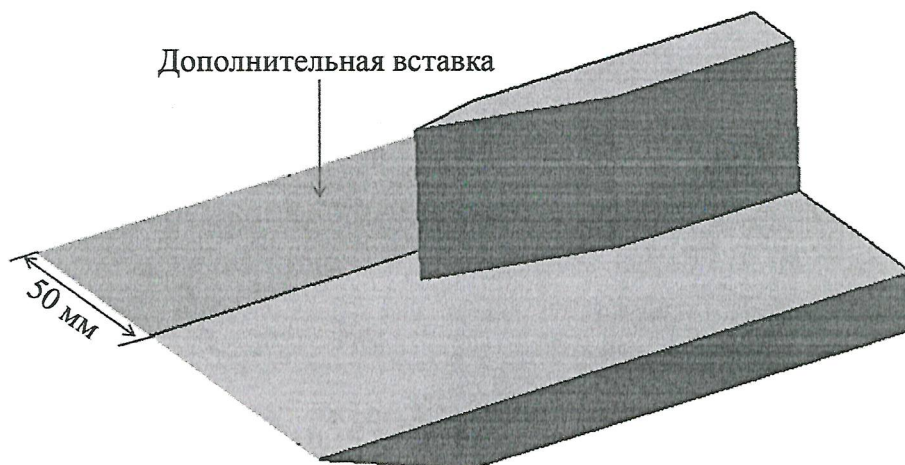


Рисунок 4 – Математическая модель с дополнительной вставкой

Подготовлен проект многоблочной структурированной сетки, рекомендуемый для использования в данной тестовой задаче. С учетом разнообразия используемых в программах расчетных сеток допускается отступление от рекомендуемого варианта сетки. В случае существенного отличия, необходимо детально описать используемую сетку и дать прогноз сеточного влияния на качество полученного результата.

Проведен тестовой расчет методом установления в рамках системы уравнений RANS, замкнутой моделью турбулентности SST, без применения «закона стенки». Для тестового расчета использована описанная выше конечно-объемная структурированная сетка. Результаты тестового расчета показали достаточность набора исходных данных для проведения численного моделирования.

Предоставляемые данные по тестовой задаче

В случае согласия принять участие в тестировании разрабатываемых и используемых программных продуктов после подписания соглашения о конфиденциальности будут предоставлены следующие материалы:

- полное описание тестовой задачи;
- файл с описанием математической модели клина в формате *.tin;
- проект многоблочной структурированной сетки, который передается в виде файла в формате *.blk;
- параметры для задания начальных данных в виде:

Пуск	M	p_0 , ата	T_0 , К	T_{w0} , °С	r_0 , мм	t , мс	Re_1 , 1/м

- данные о случайных погрешностях эксперимента;
- экспериментальные распределения числа St_0 в сечениях по координате x при различных координатах z , представленные в виде файла *.xls и в виде графиков;
- характерные линии скачка уплотнения U , линий отрыва S_1 и S_2 , линии присоединения R_1
- описание и результаты тестового расчета;
- методика по оценки точности проведенного расчета;
- инструкция по подготовке результатов расчета для анализа и обсуждения на общем семинаре.

Список использованных источников

1. Боровой В.Я., Мошаров В.Е., Ноев А.Ю., Радченко В.Н.. Ламинарно-турбулентное течение вблизи клина, установленного на острой и затупленной пластинах // Изв. РАН. МЖГ. 2009. №3. С.58-74.
2. В.Я. Боровой, В.Е. Мошаров, А.Ю. Ноев, В.Н. Радченко. Трехмерное взаимодействие косого скачка уплотнения, генерируемого клином, с турбулентным пограничным слоем и высокоэнтропийным слоем слабо затупленной пластины" // Труды 15-й международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR 2010), Новосибирск, 1-6 ноября 2010. CD, статья №20. С.1-8.
3. В.Я. Боровой, И.В. Егоров, В.Е. Мошаров, А.Ю. Ноев, В.Н. Радченко, А.С. Скуратов, И.В. Струминская. Трехмерное взаимодействие косого скачка, генерируемого клином, с турбулентным пограничным слоем пластины в присутствии энтропийного слоя // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII. №6, С.3-17.
4. Erdos J., Pallone A. Shock-boundary Layer Interaction and Flow Separation // Proc. Heat Transfer and Fluid Mechanics Institute. – Washington, 1962. Stanford: Calif. Univ. Press., 1962. – Pp. 239–254.
5. Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры // Ученые записки ЦАГИ, 2007. – Т. XXXVIII, № 1–2. – С. 94