

Н.Н. Ковальногов, Р.В. Федоров, Л.М. Магазинник

Ульяновский государственный технический университет, Россия

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ВОССТАНОВЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА ПО ДЛИНЕ ОБТЕКАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ

АННОТАЦИЯ

Приведены результаты численного исследования местных коэффициентов восстановления температуры при обтекании пластины высокоскоростным потоком воздуха постоянного состава в диапазоне изменения числа Маха от 0.6 до 3.0. Установлено немонотонное изменение коэффициента восстановления по длине обтекаемой поверхности. Выявлено неоднозначное влияние числа Рейнольдса на коэффициент восстановления, проанализировано раздельное влияние на него давления, скорости и температуры потока. Исследовано влияние турбулентного числа Прандтля, и на основе сопоставления расчетов с известными экспериментальными данными сделано заключение о необходимости использования при расчетах коэффициента восстановления меньшего значения турбулентного числа Прандтля, по сравнению с тем, которое используется при расчетах теплоотдачи.

1. ВВЕДЕНИЕ

Рост скорости движения летательных аппаратов, освоение области гиперзвуковых скоростей выдвигает на передний план проблему защиты конструкции от аэродинамического нагрева. Точность прогнозирования аэродинамического нагрева определяет коэффициенты запаса при проектировании системы тепловой защиты и в конечном итоге ее массу. Эта точность в значительной степени зависит от точности определения коэффициента восстановления температуры r , который необходим для расчета адиабатной температуры стенки (температуры «восстановления») T_r . Температура T_r определяет тепловой поток к поверхности, обтекаемой высокоскоростным газовым потоком.

Коэффициент восстановления r выражается через температуру «восстановления» T_r , термодинамическую температуру потока T_f и температуру торможения T^* соотношением

$$r = (T_r - T_f) / (T^* - T_f). \quad (1)$$

В литературе (обзор работ, посвященных исследованию коэффициента восстановления имеется, например, в [1, 2]) отмечается, что на коэффициент восстановления влияет большое число факторов, однако во многих случаях его расчет базируется на простых формулах, отражающих влияние лишь числа Прандтля Pr :

для ламинарного течения

$$r = \sqrt{Pr}; \quad (2)$$

для турбулентного течения

$$r = \sqrt[3]{Pr}. \quad (3)$$

Из выражений (2), (3) следует, что коэффициент восстановления остается постоянным по длине обтекаемой поверхности, что не соответствует физическим представлениям о процессах, протекающих в пограничном слое высокоскоростных потоков.

Влияние на значение r других факторов и воздействий (чисел Рейнольдса Re ; Маха M ; турбулентного числа Прандтля Pr_T ; продольного градиента давления и пр.) в литературе представлено противоречивыми данными или не исследовано вовсе.

Это отчасти связано с тем, что при экспериментальном исследовании трудно выявить с достаточной точностью влияние каждого фактора в явном виде, а теоретическое исследование на основе интегральных методов анализа пограничного слоя, позволивших получить фундаментальные результаты по теплоотдаче и трению, для коэффициента восстановления оказалось недостаточно информативным. Поэтому в настоящее время нет полной ясности по закономерностям изменения коэффициента восстановления температуры даже на пластине, а также по характеру влияния на него различных факторов.

В этой связи в работах [3, 4] предложена методика, основанная на дифференциальном методе расчета пограничного слоя, и проведена серия численных расчетов коэффициента восстановления температуры в потоках с воздействиями. Показано, что расчет коэффициента восстановления по соотношениям (2), (3) приводит к значимым погрешностям.

В настоящей работе продолжено систематическое численное исследование коэффициентов восстановления по методике, рассмотренной в работах [3, 4].

2. СОДЕРЖАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ФОРМУЛИРОВКИ ЗАДАЧИ

Система уравнений, описывающих процесс движения и теплообмена высокоскоростного газового потока, включающая дифференциальные уравнения энергии и движения пограничного слоя, дифференциальное уравнение неразрывности и уравнение состояния, использована в форме [3].

Применительно к рассматриваемой задаче – безградиентному обтеканию теплоизолированной пластины высокоскоростным однородным потоком воздуха постоянного состава – интенсивность внутренних источников теплоты q_v и количества движения s_v принималась равной 0. Зависимости теплофизических свойств воздуха от температуры T в диапазоне ее изменения от 273 до 3000 К аппроксимирована зависимостями:

$$\begin{aligned} \mu/\mu_0 &= (T/T_0)^{0,6976}; \quad c_p/c_{p0} = (T/T_0)^{0,1046}; \\ \lambda/\lambda_0 &= (T/T_0)^{0,8007}. \end{aligned} \quad (4)$$

Граничные условия на поверхности стенки, на внешней границе и в исходном сечении пограничного слоя формируются так же, как и в работе [1].

Коэффициенты турбулентного переноса количества движения μ_T в рамках проведенного исследования определялись на основе классической модели пути смещения Прандтля с поправкой Ван Драйста на демпфирующее влияние стенки. При этом коэффициент α в модели пути смещения принят равным 0,4, а константа A в поправке Ван Драйста принята равной 26.

Коэффициент турбулентного переноса теплоты λ_T выражается через коэффициент μ_T

$$\lambda_T = \mu_T c_p / Pr_T, \quad (5)$$

где Pr_T – турбулентное число Прандтля.

Заметим, что при расчетах теплоотдачи во многих случаях удовлетворительные результаты получаются при задании постоянного значения турбулентного числа Прандтля $Pr_T = 0,9$. В рамках настоящего исследования расчеты выполнялись в диапазоне изменения турбулентного числа Прандтля от 0,9 до 0,8.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Тестирование методики и программных средств выполнено путем сопоставления расчетов коэффициентов трения и теплоотдачи пластины, выполненных для «стандартных» условий, с данными, соответствующими «стандартным» законам трения и теплообмена. Расхождение между сопоставляемыми результатами не превышало 3% при использовании значения $Pr_T = 0,9$. Достоверность результатов расчетов в условиях, отличных от «стандартных», в общем случае обеспечивается использованием адекватной модели турбулентного переноса и поддержанием оговоренной погрешности численного интегрирования системы уравнений пограничного слоя.

Погрешность численного интегрирования оценивалась путем сопоставления значений искомых параметров (в рассматриваемом случае – коэффициента восстановления r), найденных при исходном и уменьшенном вдвое шаге интегрирования. В

рамках настоящего исследования шаги интегрирования выбирались такими, чтобы погрешность численного интегрирования не превышала 0,3%.

В результате решения системы уравнений определяются профили скорости и температуры в сечении пограничного слоя, адиабатная температура стенки и коэффициент восстановления.

Расчеты выполнены применительно к пластине длиной 1 м, обтекаемой высокоскоростным однородным турбулентным потоком воздуха. Скорость и число Маха M невозмущенного потока полагались неизменными по длине пластины. Формирование пограничного слоя начиналось от ее передней кромки. Параметры заторможенного потока – давление p^* и температура T^* в расчетах изменялись в диапазоне $p^* = 0,1 - 5$ МПа; $T^* = 500 - 3000$ К. Число Маха в невозмущенном потоке изменялось в диапазоне $M = 0,6 - 3,0$.

На рис. 1 показано изменение коэффициента восстановления в зависимости от числа Рейнольдса Re_x , построенного по продольной координате x . Приведенные на рис. 1 результаты расчетов получены для постоянной скорости потока, соответствующей $M=2,42$, но при разном его давлении. Число Pr_T задавалось равным 0,9; температура $T^* - 2000$ К.

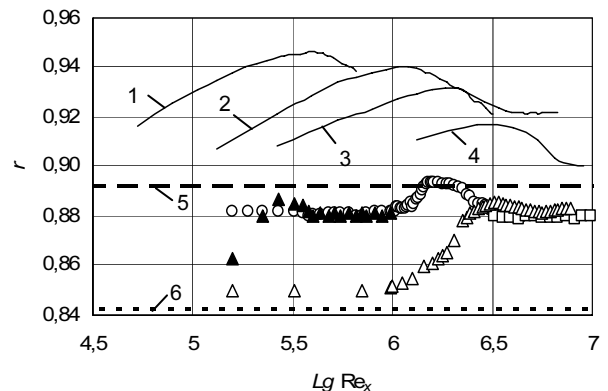


Рис. 1. Изменение коэффициента восстановления температуры в зависимости от числа Рейнольдса Re_x : 1 – результаты численного расчета при $p^* = 0,1$ МПа; 2 – то же при 0,5 МПа; 3 – 1,0; 4 – 5,0; O – экспериментальные данные [5] (обтекание пластины воздухом с числом $M=2,4$); □ – экспериментальные данные Массачусетского технологического института (обтекание пластины воздухом при $M=3,0$); △ – экспериментальные данные лаборатории баллистических исследований США (обтекание воздухом конуса с углом 10° при $M=2,2$); ▲ – экспериментальные данные Национального консультативного Совета по авиации США (обтекание воздухом конуса с углом 10° при $M=3,8$); 5 – расчет по выражению (3); 6 – по выражению (2)

Как показывает анализ результатов, приведенных на рис. 1, коэффициент восстановления изменяется по длине пластины немонотонно (по кривой с максимумом). Это качественно соответствует экс-

периментальным данным [5], полученным для пластины, а также экспериментальным данным лаборатории баллистических исследований и Национального консультативного совета по авиации США, полученным для конуса (данные взяты из работы [2]). В то же время расчеты, полученные для $Pr_T = 0.9$, как это видно из рис. 1, дают несколько завышенные результаты. Расчеты свидетельствуют также о неоднозначном влиянии числа Рейнольдса на коэффициент восстановления, поскольку имеет место расслоение результатов, полученных при разных значениях давления заторможенного потока. Иначе говоря, изменение числа Рейнольдса за счет продольной координаты x и его изменение за счет давления (а следовательно, и плотности) потока различным образом влияет на коэффициент восстановления. При изменении давления меняется и положение максимума коэффициента восстановления.

На рис. 2 приведены результаты расчета, полученные при постоянном давлении ($p^* = 0.5$ МПа), но разной скорости потока, которая одновременно влияет на числа Re_x и M . Турбулентное число Прандтля в расчетах также задавалось равным 0.9.

Рис. 2 дает представление о влиянии числа Маха на распределение коэффициента восстановления температуры. Обозначения опытных точек здесь и на последующих рисунках сохраняются теми же, что и на рис. 1.

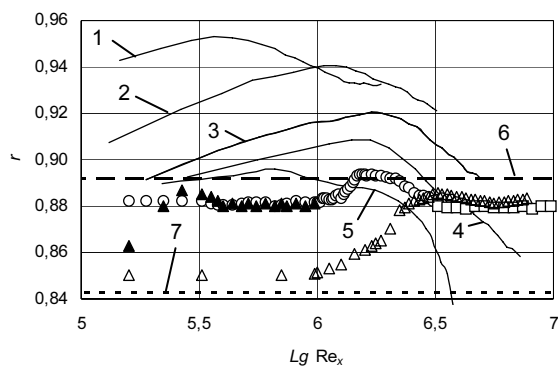


Рис. 2. Результаты исследования влияния скорости потока: 1 – численный расчет при $M = 3.04$; 2 – 2.42; 3 – 2.0; 4 – 1.01; 5 – 0.59; 6 – расчет по выражению (3); 7 – по выражению (2)

Можно отметить, что изменение числа Маха за счет изменения скорости потока оказывает существенное влияние на характер распределения и уровень коэффициента восстановления температуры.

В следующей серии расчетов исследовалось влияние температуры потока на распределение коэффициента восстановления. Расчеты выполнены при одновременном изменении температуры и скорости потока, обеспечивающем приближенное постоянство числа Маха ($M = 2.40 - 2.42$). Остальным

параметрам задавались значения: $p^* = 0.5$ МПа; $Pr_T = 0.9$.

Результаты исследования представлены на рис. 3.

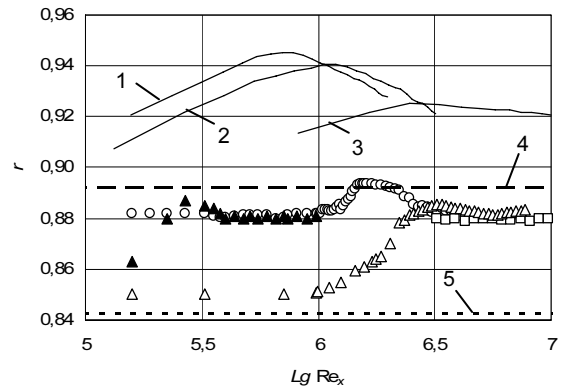


Рис. 3. Результаты исследования влияния температуры потока: 1 – численный расчет при $T^* = 3000$ К; 2 – 2000; 3 – 500; 4 – расчет по выражению (3); 5 – по выражению (2)

Как видно, температура потока также оказывает значимое влияние на характер распределения и уровень коэффициента восстановления температуры.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что для количественного сопоставления расчетов с имеющимися экспериментальными данными необходима детальная информация об условиях проведения экспериментов, включающая помимо чисел Рейнольдса и Маха еще и данные о давлении и температуре потока. Необходимая информация в имеющейся литературе отсутствует, поэтому строгое сопоставление данных провести не представляется возможным. Однако во всех сериях расчетов, независимо от условий, для которых они проводились, проявлялась тенденция к завышению коэффициента восстановления. Наиболее вероятной причиной такого завышения является задание в расчетах завышенного значения турбулентного числа Прандтля.

Значение $Pr_T = 0.9$ оптимизировано в основном по результатам расчетов теплоотдачи. При расчетах коэффициента восстановления температуры анализируется теплоизолированная поверхность, вблизи которой профили скорости и температуры в пограничном слое оказываются существенно неподобными. Это обстоятельство может повлиять на значение Pr_T , при котором следует выполнять расчеты пограничного слоя около теплоизолированной поверхности.

На рис. 4 приведены результаты исследования влияния Pr_T на коэффициенты восстановления температуры. Расчеты выполнены при следующих условиях: $p^* = 0.5$ МПа; $T^* = 2000$ К; $M = 2.42$.

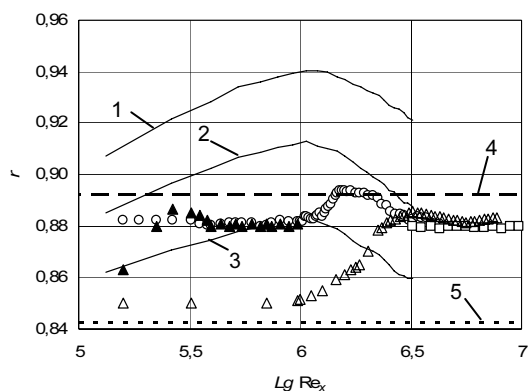


Рис. 4. Результаты исследования влияния турбулентного числа Прандтля: 1 – численный расчет при $P_{r_T} = 0.9$; 2 – 0.85; 3 – 0.8; 4 – расчет по выражению (3); 5 – по выражению (2)

Как видно из рис. 4, при уменьшении турбулентного числа Прандтля происходит уменьшение и коэффициента восстановления температуры, что согласуется с данными работы [1]. Наилучшее соответствие результатов расчета и эксперимента получается при выборе турбулентного числа Прандтля из диапазона $P_{r_T} = 0.8 - 0.85$.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате численного исследования выявлен немонотонный характер изменения коэффициента восстановления температуры по длине пластины и установлено неоднозначное влияние на него чисел Рейнольдса и Маха. Показано, что при расчетах коэффициента восстановления температуры турбулентное число Прандтля следует выбирать из диапазона $P_{r_T} = 0.8 - 0.85$. Разработанная методика расчета и полученные результаты могут быть использованы при проектировании тепловой защиты тел, обтекаемых высокоскоростными газовыми потоками.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ 05-08-18278 а).

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- x – продольная координата, м;
 - T – температура, К;
 - p – давление, Па;
 - r – коэффициент восстановления температуры;
 - c_p – удельная изобарная теплоемкость, Дж/(кг·К);
 - λ – коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К);
 - μ – динамический коэффициент вязкости, Па·с;
 - λ_T – коэффициент турбулентного переноса теплоты, Вт/(м·К);
 - μ_T – коэффициент турбулентного переноса количества движения, Па·с;
 - P_r – число Прандтля;
 - P_{r_T} – турбулентное число Прандтля;
 - Re – число Рейнольдса.
- Индексы:
- * – параметры заторможенного потока за пределами пограничного слоя;
 - r – параметры на теплоизолированной поверхности;
 - f – термодинамические параметры за пределами пограничного слоя;
 - x – числа подобия, у которых в качестве определяющего размера используется продольная координата;
 - 0 – параметры, выбранные в качестве масштабных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лапин Ю.В. Турбулентный пограничный слой в сверхзвуковых потоках газа. М.: Наука, 1970. 344 с.
2. Эффект температурной стратификации газа / А.И. Леонтьев, С.А. Бурцев, Ю.А. Виноградов, И.К. Ермолаев // Труды XIV Школы-семинара молодых специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева. М.: Изд-во МЭИ. 2003. Т.2. С. 189 – 194.
3. Ковальников Н.Н., Магазинник Л.М., Евстифеев И.В. Коэффициент восстановления температуры в турбулентном пограничном слое высокоскоростного газового потока с воздействиями // Труды XV Школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева. М.: Изд-во МЭИ. 2005. Т.1. С. 91 – 94.
4. Ковальников Н.Н. Пограничный слой в потоках с интенсивными воздействиями. Ульяновск: УлГТУ, 1996. 246 с.
5. Романенко П.Н. Тепломассообмен и трение при градиентном течении жидкостей. М.: Энергия, 1971. 568 с.