

01;03

Численное моделирование эффекта пористого охлаждения при гиперзвуковом обтекании стенки потоком вязкого газа с падающим скачком уплотнения

© С.А. Исаев, А.И. Леонтьев, В.В. Носатов, Г.С. Садовников

Академия гражданской авиации, С.-Петербург
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
Москва

Поступило в Редакцию 16 декабря 1996 г.

На основе конечно-разностного решения уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью двухпараметрической диссипативной модели турбулентности, обосновывается концепция пористого охлаждения при гиперзвуковом обтекании стенки потоком вязкого газа с падающим скачком уплотнения.

Численное исследование влияния вдува на теплофизические характеристики гиперзвукового течения вязкого газа вблизи стенки с теплонапряженным участком в тесте падения косоугольного скачка уплотнения имеет целью обоснование перспективности концепции пористого охлаждения для разработки новых систем теплозащиты энергетических установок современных летательных аппаратов. Разработанный на основе решения методом установления уравнений Навье–Стокса для ламинарного режима течения и уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью двухпараметрической диссипативной модели турбулентности, для турбулентного режима течения программный комплекс тестировался на совокупности расчетов безотрывных и отрывных сверх- и гиперзвуковых течений вязкого газа [1–2]. В том числе рассматривались классические задачи о течениях в плоскопараллельном и расширяющемся каналах, в ступенчатом канале с обращенной назад ступенькой, в гиперзвуковом воздухозаборнике. Следует отметить, что явно-неявная схема Мак-Кормака [3] применяется для дискретизации конвективных членов уравнений.

В данном исследовании указанный вычислительный комплекс применен для решения задачи о ламинарном обтекании гиперзвуковым

потоком вязкого газа плоской стенки при падении на нее сгенерированного косога скачка уплотнения, которое находится, подобно исследованию [1], в расчетной области между стенкой и клиновидной поверхностью генератора скачка. При этом для сокращения размеров области допускается симметричность потока относительно верхней контрольной плоскости, параллельной стенке и выходящей из острой кромки генератора косога скачка уплотнения. Таким образом, рассматривается развитие гиперзвукового течения вязкого газа в канале переменного проходного сечения с конфузурной средней частью. При решении задачи пренебрегается возможными при таких скоростях потока физико-химическими превращениями. При задании начальных условий вводится предположение о том, что поток внутри расчетной области является равномерным. Параметры газа при этом во всех расчетных узлах, принимаются равными параметрам газа в невозмущенном потоке. На входе в область параметры потока поддерживаются постоянными. На выходе ставятся "мягкие" граничные условия или условия продолжения решения. На нижней стенке в процессе расчета выполняются условия прилипания, причем температура стенки поддерживается постоянной. На верхней поверхности генератора скачка принимаются условия, соответствующие теплоизолированной стенке.

Расчеты сверхзвуковых течений со скачками уплотнения по схемам высокого порядка аппроксимации, в частности по схеме Мак-Кормака [3], связаны с необходимостью обеспечения монотонизации решения, так как обычно в областях высоких градиентов, определяющих течение параметров, наблюдаются пульсации, имеющие нефизическую, вычислительную природу. В данной работе, как и в [4], применяется процедура, связанная с введением постоянной диффузии исключительно в местах немонотонностей, т.е. в областях вычислительной "ряби". Таким образом устраняются осцилляции схемного происхождения.

В проведенном исследовании расчетная область разбивалась сеткой со сгущением узлов у стенок, особенно у нижней стенки, и в области падения скачка уплотнения, где формировалась отрывная зона. Сетка содержала 81×61 расчетный узел. Минимальный шаг у нижней стенки выбирался порядка 10^{-4} . Следует отметить, что в качестве характерного линейного размера рассматривалась высота проходного сечения канала на выходе из области, а в качестве масштабов обезразмеривания переменных выбраны скорость и плотность набегающего потока. Сопоставительный анализ результатов расчетов обтекания гиперзвуковым потоком

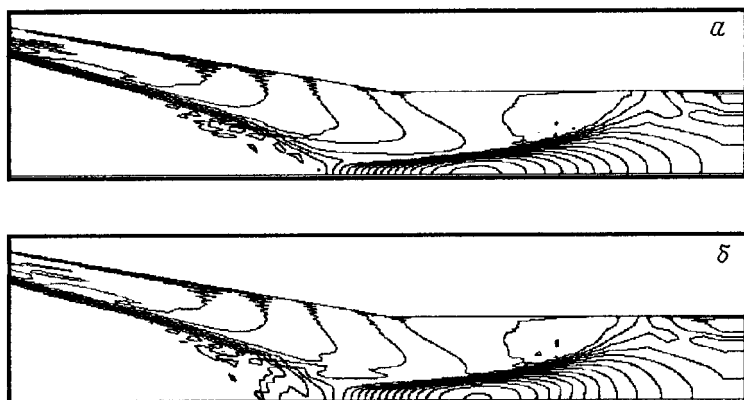


Рис. 1. Сопоставительный анализ расчетных картин изобар при обтекании стенки гиперзвуковым потоком вязкого газа с падающим скачком уплотнения при наличии (*a*) и отсутствии (*b*) вдува на части стенки. Линии нанесены: *a* — с шагом 1 от 1 до 17, *b* — с шагом 1 от 1 до 18 (величины давления отнесены к давлению в набегающем потоке).

вязкого газа непроницаемой стенки и стенки с участием пористого охлаждения при наличии падающего скачка уплотнения проведен в приближении ламинарного режима течения (число Рейнольдса выбрано равным 5000). Число Маха задавалось 8,2, а значение температуры стенки и вдуваемого через пористую вставку газа принималось равным 0,27. Участок пористого охлаждения располагался в наиболее теплонапряженном месте (с $x = 14$ до $x = 16$), соответствующем месту падения скачка на стенку. Фиксировался импульс вдуваемого газа, который выбирался равным 5%.

На рис. 1, 2 представлены результаты сопоставительного анализа обтекания стенки без вдува и со вдувом. Анализ полей характеристик потока вблизи стенки проведен при достижении установления решения, т. е. при достижении стационарного режима течения газа. Это состояние зарегистрировано при безразмерных временах свыше 15. Картина стационарного течения вязкого газа в пристеночном слое обнаруживает зону протормаживания потока у стенки в наиболее теплонапряженном месте — месте падения скачка уплотнения. В указанном месте образуется отрывная зона, хотя в случае варианта без вдува она выражена

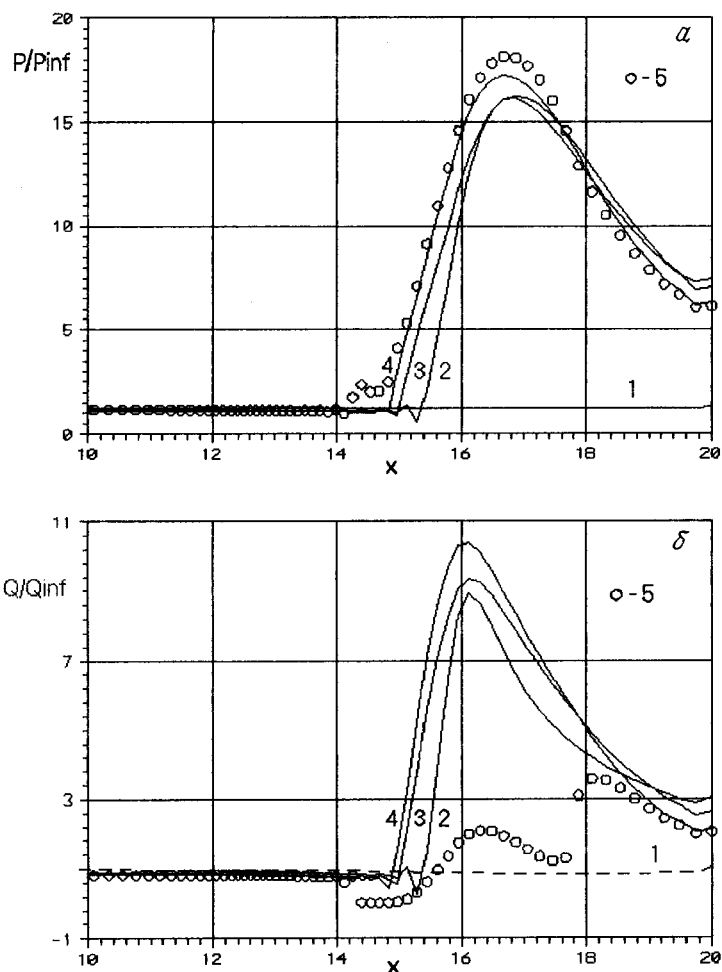


Рис. 2. Сравнение распределений вдоль стенки относительного давления $P/P_{inf}(a)$ и относительного теплового потока $Q/Q_{inf}(b)$ в различные моменты времени в отсутствие (1-4) и при наличии вдува (5). Здесь индекс inf характеризует параметр потока для гиперзвукового течения вдоль плоской пластины. Отцифрованные кривые соответствуют следующим моментам времени: 1 — $T = 3$; 2 — 10; 3 — 15; 4 — 20; 5 — 20.

довольно слабо. Присутствие охлаждаемой вставки не оказывает, как и можно было ожидать, существенного влияния на поле течения. Это подтверждает сопоставительный анализ картин распределений давления и температуры в пристеночной области при наличии и отсутствии вдува. Трансформация с течением времени поверхностных распределений относительных величин статического давления и теплового потока демонстрирует установление процесса при обтекании стенки без вдува с образованием теплонапряженной зоны, соответствующей месту взаимодействия скачка с пограничным слоем на пластине. При этом интересно отметить из анализа кривых на рис. 2, что картина обтекания и распределения силовых и тепловых нагрузок в целом формируется к моменту времени $T = 10$. Вдув практически не оказывает существенного влияния на профиль относительного давления на стенке. Заметно лишь некоторое возрастание давления в месте начала вдува газа. Анализ расчетных распределений тепловых характеристик на стенке показывает, что реализация вдува через пористую вставку позволяет, по существу, снять тепловую нагрузку на стенку, что обуславливает эффективность данного вида охлаждения. Этот вывод подтверждается в физических экспериментах [5]. Таким образом, в проведенном численном исследовании обоснована концепция пористого охлаждения теплонапряженных участков обтекаемых элементов объектов различного назначения. При этом отмечается локальность воздействия этого вида охлаждения, не приводящая к существенному влиянию на картину обтекания объекта.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ по проекту № 96-01-00298.

Список литературы

- [1] *Epifanov V.M., Isaev S.A., Nosatov V.V.* // Abstract of papers of Int. Symp. Heat Transfer Enhancement in Power Machinery (НТЕРМ'95). М.: MSTU, 1995. V. 2. P. 151–152.
- [2] *Исаев С.А., Носатов В.В., Садовников Г.А.* и др. // Труды III Минского Междунар. форума "Тепломассообмен-ММФ-96": Т. 1. Конвективный тепло-массообмен. Ч. 1. Минск: ИТМО, 1996. С. 105–108.
- [3] *Мак-Кормак Р.В.* // Аэрокосмическая техника. 1983. Т. 1. № 4. С. 114–123.
- [4] *Book D.L., Boris J.P., Hain K.* // J. Comput. Physics. 1975. V. 18. N 3. P. 248–283.
- [5] *Holden M., Sweet S.* // AIAA Paper. 1994. N 2475. P. 1–24.