

УДК 533.6.011.6

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ ЗАТУПЛЕННОЙ ПЛАСТИНЫ НА РЕЖИМЕ СИЛЬНОГО ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

© 2022 г. Н. И. Батура^{1,*}, Г. Н. Дудин^{1,**}

Представлено академиком РАН С.Л. Чернышевым 15.06.2022 г.

Поступило 20.06.2022 г.

После доработки 20.06.2022 г.

Принято к публикации 10.08.2022 г.

Экспериментально исследован нагрев поверхности затупленной пластины из материала с низкой теплопроводностью в аэродинамической трубе на режиме сильного взаимодействия. Течение в пограничном слое на пластине не является стационарным, так как во время пуска температура поверхности пластины непрерывно возрастает, а ее распределение по поверхности является переменным. Установка клина в окрестности задней кромки пластины приводит к изменениям области возмущенного течения и распределения температуры на поверхности пластины перед ним вплоть до передней кромки по сравнению со случаем обтекания пластины без клина. Указанные изменения объясняются распространением по дозвуковой части пограничного слоя против потока возмущений давления, вызванных установкой клина.

Ключевые слова: затупленная пластина, нестационарный пограничный слой, сильное взаимодействие, ударная волна, тепловизор

DOI: 10.31857/S2686740022060049

Для случая обтекания заостренной пластины для значения гиперзвукового параметра взаимодействия, стремящегося к бесконечности, автомодельное решение было получено в [1]. При исследовании обтекания пластины конечной длины в [2] впервые было установлено, что решение в окрестности острой передней кромки не является единственным, а существует однопараметрическое семейство решений, и подбор значения параметра позволяет удовлетворить дополнительному условию на задней кромке. Вычисленные в [2] значения собственных чисел, определяющих интенсивность распространения возмущений, даже при обтекании теплоизолированной пластины оказались порядка двадцати пяти. При уменьшении температурного фактора область распространения возмущений против потока локализуется и оказывается порядка толщины пограничного слоя [3]. Исследования обтекания заостренной пластины на режиме сильного взаимодействия [4] при длительности пуска аэродинамической трубы (АДТ) до 7 с показали, что установка клина в окрестности задней кромки пластины приводит к

изменению распределения температуры по поверхности перед ним вплоть до передней кромки.

Отличительной особенностью пограничного слоя на притупленных телах в гиперзвуковом потоке является его развитие в неоднородном внешнем потоке со значительным градиентом энтропии поперек линий тока, обусловленной тем, что ударная волна, отошедшая от передней части тела, является криволинейной. Этот эффект вихревого взаимодействия может оказаться наиболее важным среди других эффектов вязко-невязкого взаимодействия, особенно на передней части тела, пока энтропийный слой не будет поглощен пограничным слоем и на первую роль выйдет взаимодействие через давление (режим сильного вязко-невязкого взаимодействия). Далее вниз по течению с увеличением местного числа Рейнольдса и уменьшения гиперзвукового параметра взаимодействия будет происходить переход к умеренному, а затем и слабому взаимодействию.

В настоящей работе экспериментально исследуется гиперзвуковое обтекание модели затупленной пластины с клином при длительности пуска АДТ до 45 с. За это время поверхность модели успевает нагреться значительно сильнее, чем в [4]. Целью данной работы является исследование влияния распространения возмущений давления, создаваемых клином, на изменение области возмущенного течения и распределения

¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская область, Россия

*E-mail: nikolay.batura@tsagi.ru

**E-mail: gndudin@yandex.ru

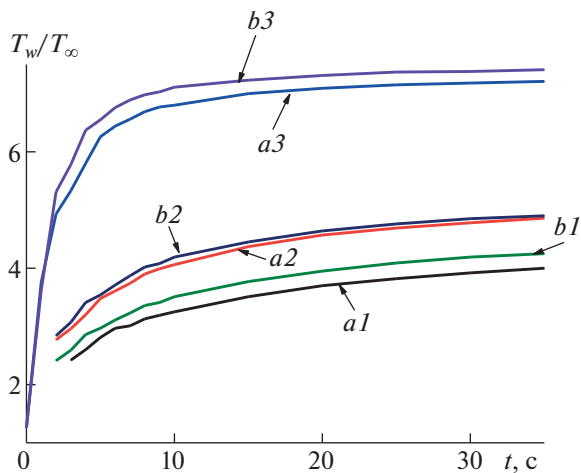


Рис. 1. Зависимости T_w/T_∞ в точках 1, 2, 3 на поверхности модели от времени.

температуры на поверхности пластины перед ним, в случае, когда происходит существенный аэродинамический нагрев пластины с течением времени.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА И МОДЕЛЬ

Исследование проводилось в гиперзвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ. Электрический дуговой подогреватель (ЭДП) нагревает воздух в форкамере до температуры $T_\phi \sim 3400$ К. Скорость потока $u_\infty = 2500$ м/с, диаметр ядра равномерного потока около 80 мм. В окне диаметром 140 мм рабочей части установлено германиевое стекло для съемки тепловизором FLIR T420 60 Гц с диапазоном от 200 до 1300°C. Тепловизор фиксирует распределение температуры в градусах Цельсия, как по всей поверхности модели, так и температуру в трех заранее выбранных точках. В данных экспериментах указанные точки всегда располагались на оси пластины вдоль потока. Расстояние от передней кромки пластины до точки 1 — 55 мм, до точки 2 — 30 мм и до точки 3 — 6 мм. Через второе окно $d = 240$ мм производилась видеосъемка цифровой камерой CASIO EX-F1. Для исследований была изготовлена модель, состоящая из двух пластин. Нижняя (силовая) пластина длиной 110 мм и шириной 50 мм изготовлена из нитрида кремния Si_3N_4 толщиной 3.5 мм. Передняя кромка пластины заостренная, имеет форму несимметричного клина с углом 10° . Верхняя пластина изготовлена из материала UltraBoard тип 1850/400 с $\lambda = 0.034$ Вт/(м град) при 1400°C, толщиной 6 мм и приклеена к нижней пластине. Передняя кромка верхней пластины закруглена и представляет собой четверть окружности радиусом 6 мм. Модель с помощью пневмоустройства вводилась в поток через 5 с после включения ЭДП. Время

ввода модели в поток составляет ~ 0.1 с. Модель устанавливалась в горизонтальной плоскости при испытаниях с записью на видеокамеру, и в вертикальной плоскости при использовании тепловизора. Для имитации щитков использовались клинья, которые устанавливались на расстоянии 70 мм от передней острой кромки нижней пластины. Клинья шириной 50 мм, длиной 40 мм и высотой от 5 мм до 30 мм изготовлены из теплоизоляционного материала АГ-4.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В экспериментах число Рейнольдса $Re_{\infty l} = 5350$ вычислено по параметрам невозмущенного потока и длине $l = 110$ мм, а тогда гиперзвуковой параметр взаимодействия $\chi = M_\infty^3 / \sqrt{Re_{\infty l}} = 7.3$, что соответствует режиму сильного вязко-невязкого взаимодействия [1–3]. Так как измерение температуры поверхности модели с помощью тепловизора через данное германиевое стекло приводит к существенному занижению реальной температуры, то был определен поправочный коэффициент K_f , который возрастает от 0.9 до 1.52 при увеличении температуры от 15°C до 100°C [4], а затем выходит на полку ~ 1.525 при достижении 400°C.

Зависимости безразмерной температуры $T_w/T_\infty = (K_f \cdot T_w \text{ }^\circ\text{C} + 273 \text{ K})/T_\infty$ в точках 1, 2 и 3 на поверхности модели без клина (кривые $a1, a2, a3$) от времени приведены на рис. 1.

Здесь $T_w \text{ }^\circ\text{C}$ — температура тепловизора, K_f — поправочный коэффициент и $T_\infty = 241$ К — температура в ядре потока. Время $t = 0$ с соответствует моменту введения модели в поток. В точке 3 безразмерная температура (кривая $a3$) растет наиболее быстро в течение первых 10 с, достигая значения $T_w/T_\infty = 6.8$ ($T_w = 1638$ К) и к концу 20-й секунды выходит на значение 7.09 (1708 К). В течение последующих 15 с возрастание T_w/T_∞ не превышает 1.5%. Максимальная температура в точке 3 к концу пуска достигает значения 1737 К. Температура в точках 1 и 2 растет более медленно и достигает максимальных значений соответственно 961 и 1171 К. Таким образом, имеет место неравномерный нестационарный нагрев поверхности затупленной пластины, а следовательно, пограничный слой, образующийся на ней, не является стационарным. Для выяснения влияния клина на распределение температуры поверхности модели на этом же рисунке приведены данные для модели с клином высотой 30 мм (кривые $b1, b2, b3$). Сравнивая кривые $b1, b2, b3$ с распределениями безразмерной температуры на пластине без клина (кривые $a1, a2, a3$), можно отметить, что в данном испытании температура в точке 3 к моменту времени $t = 35$ с увеличилась на 49°C, т.е. на 2.8%, а в точках 1 и 2 безразмерная температура увеличилась на 6.2 и 0.8% соответственно. Сле-

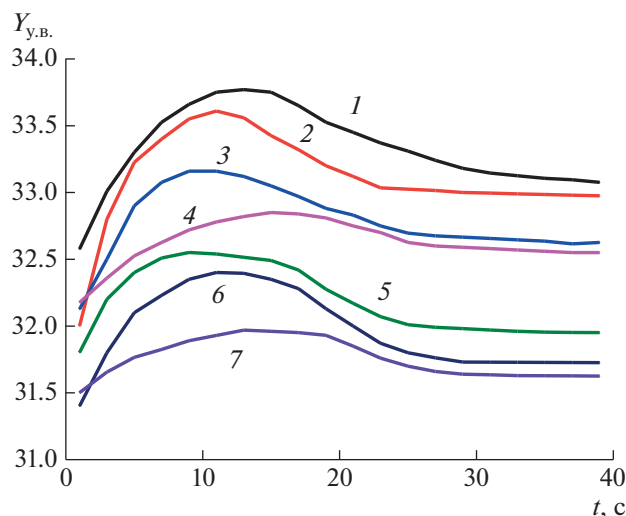


Рис. 2. Зависимость координаты головной ударной волны $Y_{у.в.}$ на расстоянии $x = 70$ мм от передней кромки модели от времени.

довательно, установка клина высотой 30 мм на пластине влияет на распределение температуры поверхности перед ним и наиболее сильно это проявляется в окрестности точки 1 перед клином и окрестности передней затупленной комки пластины в точке 3. Таким образом, имеет место распространение возмущений индуцированного давления, вызываемых клином, на всю длину пластины вплоть до передней кромки. Это влияние оказывается существенно сильнее, особенно в окрестности передней кромки, чем предсказывает теория [2]. Физическое объяснение этого принципиального различия заключается в том, что при непрерывно возрастающей и неравномерной по поверхности температуре пластины формирующийся пограничный слой является нестационарным, а из-за режима сильного взаимодействия и течение в ударном слое становится нестационарным. В результате в области течения около клина из-за вязко-невязкого взаимодействия непрерывно возникают нестационарные возмущения давления, которые распространяются по дозвуковой части пограничного слоя против потока. Причем более поздние по времени возникающие возмущения индуцированного давления распространяются с большей скоростью, так как температура в пограничном слое все время растет. Следовательно, эти возмущения давления могут догонять предыдущие и поддерживают их от затухания.

Так как в данных экспериментах наблюдался достаточно сильный аэродинамический нагрев моделей, то на основе записей видеокамеры было оценено его влияние на изменение положения головной ударной волны (толщины возмущенной области) на расстоянии 70 мм от передней кром-

ки с течением времени. Исследовалось влияние клиньев разной высоты, передняя кромка которых располагалась на расстоянии 70 мм. Зависимости расстояния от поверхности пластины до внешней границы головной ударной волны $Y_{у.в.}$ на расстоянии $x = 70$ мм от передней кромки модели от времени (кривая 1 – без клина, 2 – клин 5 мм, 3 – 10 мм, 4 – 15 мм, 5 – 20 мм, 6 – 25 мм, 7 – 30 мм) представлены на рис. 2. Аэродинамический нагрев модели без клина (кривая 1) приводит сначала к монотонному увеличению этой координаты примерно на 3.5% в течение первых 13 с, затем происходит монотонное уменьшение толщины области возмущенного течения и она фактически выходит на “полку” к 30-й секунде. Для моделей с клиньями (кривые 2–7) характер изменения области возмущенного течения с течением времени также является немонотонным, но выход на “полку” происходит раньше, примерно на 25-й секунде. Важно отметить, что увеличение высоты клина приводит к уменьшению величины $Y_{у.в.}$ как в максимуме, так и при выходе на “полку”. Сравнивая кривые 1 и 7, видно, что установка клина высотой 30 мм приводит к уменьшению толщины возмущенной области течений примерно на 6%. Данное сужение области возмущенного течения можно объяснить следующим образом. Возмущенная область течения состоит из пограничного слоя и ударного слоя. В самом пограничном слое около поверхности пластины расположена дозвуковая область, далее при приближении к его верхней границе реализуется сверхзвуковое течение. Сверхзвуковые и дозвуковые струйки тока реагируют на изменение давления всегда в противоположных направлениях [2, 3]. Если давление вдоль потока повышается, то сверхзвуковые струйки

тока сужаются, а дозвуковые — расширяются. В данном случае возмущенная область течения сужается, а это означает, что сужение сверхзвуковых струек тока больше, чем дозвуковых, и во всей возмущенной области реализуется так называемое “закритическое течение” [3]. Заметим, что возможен случай течения, когда при возмущении давления изменения толщины дозвуковых и сверхзвуковых струек тока одинаково, но противоположно по знаку, в этом случае может реализоваться компенсационный режим течения [3].

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы благодарят Н.Г. Журкина за помощь в организации проведения экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Lees L.* On the boundary-layer equations in hypersonic flow and their approximate solutions // *J. Aeronaut. Sci.* 1953. № 20 (20). P. 143–145.
2. *Нейланд В.Я.* Распространение возмущений вверх по течению при взаимодействии гиперзвукового потока с пограничным слоем // *Изв. АН СССР. МЖГ.* 1970. № 4. С. 40–49.
3. *Нейланд В.Я., Боголепов В.В., Дудин Г.Н., Липатов И.И.* Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа. М.: Физматлит, 2003. 456 с.
4. *Батура Н.И., Дудин Г.Н., Журкин Н.Г., Колушов Н.М.* О влиянии возмущений давления на нагрев поверхности пластины на режиме сильного взаимодействия // *Изв. РАН. МЖГ.* 2021. № 2. С. 72–81. <https://doi.org/10.31857/S0568528121020031>

AERODYNAMIC HEATING OF A BLUNTED PLATE IN THE REGIME OF STRONG VISCO-INVISCID INTERACTION

N. I. Batura^a and G. N. Dudin^a

^a*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Moscow Region, Russia*

Presented by Academician of the RAS S.L. Chernyshev

The heating of the surface of a blunted plate made of a material with low thermal conductivity in a wind tunnel under the strong interaction regime is experimentally investigated. The flow in the boundary layer on the plate is not stationary, since during the start-up the temperature of the plate surface continuously increases, and its distribution over the surface is variable. The installation of a wedge in the vicinity of the trailing edge of the plate leads to changes in the area of the disturbed flow and the temperature distribution on the surface of the plate in front of it up to the leading edge compared to the case of the plate flowing around without a wedge. These changes are explained by the propagation of pressure disturbances caused by the installation of the wedge along the subsonic part of the boundary layer against the flow.

Keywords: blunted plate, unsteady boundary layer, strong interaction, shock wave, thermal imager