

УДК 533.6.011.55

О ВЛИЯНИИ ВОЗМУЩЕНИЙ ДАВЛЕНИЯ НА НАГРЕВ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАСТИНЫ НА РЕЖИМЕ СИЛЬНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

© 2021 г. Н. И. Батура^{a,*}, Г. Н. Дудин^{a,**}, Н. Г. Журкин^{a,***}, Н. М. Колушов^{a,****}

^a Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
Жуковский, Московская обл., Россия

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

**E-mail: gndudin@yandex.ru

***E-mail: zhurkin54@gmail.com

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

Поступила в редакцию 26.05.2020 г.

После доработки 21.06.2020 г.

Принята к публикации 21.06.2020 г.

Представлены результаты экспериментального исследования нагрева поверхности пластины в аэродинамической трубе на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия. Показано, что при наличии клина, установленного в окрестности задней кромки пластины, происходит существенное изменение распределения температуры на поверхности пластины перед клином вплоть до передней кромки, по сравнению со случаем обтекания той же пластины без клина. Течение в пограничном слое не является стационарным, так как во время пуска температура поверхности пластины непрерывно возрастает, причем само распределение температуры по поверхности переменное. Установлено, что в нестационарном пограничном слое распространение возмущений давления, создаваемых тонким клином, по дозвуковой части пограничного слоя против потока принципиально отличается от характера распространения возмущений в случае обтекания пластины с постоянной температурой поверхности пластины.

Ключевые слова: пластина, нестационарный пограничный слой, сильное взаимодействие, тепловизор

DOI: 10.31857/S0568528121020031

При обтекании заостренного плоского тела гиперзвуковым потоком вязкого газа течение в ударном слое может существенно изменяться из-за роста толщины пограничного слоя вдоль поверхности тела. Проблему гиперзвукового взаимодействия начали активно изучать в 50-е годы прошлого столетия [1]. В случае обтекания полубесконечной пластины с постоянной температурой поверхности для значений параметра гиперзвукового взаимодействия, стремящегося к бесконечности, автомодельное решение впервые было получено в [2] с использованием формулы “касательного клина”, а в более точной постановке в [3]. В [4] при исследовании обтекания пластины конечной длины при постоянном температурном факторе на режиме сильного взаимодействия впервые было установлено, что решение в окрестности передней кромки не является единственным, а существует однопараметрическое семейство решений и подбор значения этого параметра позволяет удовлетворить дополнительному условию на задней кромке пластины. В [5] явление распространения возмущений против потока на всю длину тела было подтверждено и в более точной постановке с учетом совместного решения уравнений пограничного слоя и невязкого ударного слоя. Однако, так как найденные в [4, 5] значения собственных чисел даже при обтекании теплоизолированной пластины оказались порядка двадцати, то реальная область распространения возмущений функций течения против потока фактически ограничена сравнительно небольшой областью около донного среза, где имеет место возмущение донного давления. При уменьшении температурного фактора область распространения возмущений против потока, из-за сильного роста собственных чисел, локализуется и оказывается порядка толщины невозмущенного пограничного слоя [6].

В [7] в гелиевой ударной трубе при числе $M = 23.3$, числе $Re_0 = 1.9 \times 10^4$ (параметр гиперзвукового взаимодействия $\chi = 3.92$) и температурном факторе, равном единице, для представления результатов экспериментов был использован установленный в [4] закон подобия для течений с распространением возмущений вверх по потоку. Однако приведенные в [7] распределения давления показывают наличие отрывных зон даже при наименьших углах отклонения щитка $\alpha = 10^\circ$, тогда как в [4] указано, что применение группы преобразований (закона подобия) ограничено областью от передней кромки до точки отрыва.

В [8, 9] рассмотрено обтекание пластины при постоянных значениях температурного фактора на режиме сильного взаимодействия в случае, когда дополнительное условие на задней кромке (донное давление) изменяется по размаху пластины. Показано, что разложения в ряды в окрестности передней кромки пластины для функций течения: индуцированного давления, толщины вытеснения, компонент скорости в продольном и нормальном направлениях зависят от некоторой произвольной функции, зависящей от поперечной координаты. Течение в пограничном слое становится фактически пространственным, так как появляется компонента скорости в поперечном направлении, причем она в главном члене пропорциональна производной от указанной выше произвольной функции по поперечной координате. При этом главный член разложения для поперечной компоненты скорости вдоль направления невозмущенного потока имеет показатель степени на единицу больше собственного числа. В импульсной трубе [10] при числе $M = 19$, числах $Re_\infty = 3.8 \times 10^4 - 13 \times 10^4$ ($\chi = 35.2 - 19.1$) и значениях температурного фактора $T_w/T_0 = 0.07 - 0.1$ исследовано влияние ширины, длины щитка и его угла отклонения на распределение давления и теплового потока на верхней поверхности заостренной модели, изготовленной из нержавеющей стали. Заметим, что согласно [11] температура торможения в форкамере АДТ в этих испытаниях варьировалась от 1700 до 2600 К, а время пуска составляло 0.12 с. Полученные в [10] результаты качественно подтверждают выводы статей [8, 9]. Важно отметить, что результаты теоретических [2–5, 8, 9] и экспериментальных [7, 10] исследований получены в предположении, что температура поверхности пластины постоянная, а распространение возмущений давления вверх по потоку представляет собой возмущение автомодельного решения в виде некоторой степенной функции, причем показатель степени даже для случая теплоизолированной пластины порядка двадцати. Таким образом, возмущения функций течения фактически проявляются только в области перед клином и составляющей 10–20% расстояния от передней кромки до клина. Однако, если температурный фактор переменный по поверхности пластины или зависит от времени, то автомодельных решений для режима сильного взаимодействия даже для обтекания полубесконечной пластины не существует.

В данной работе экспериментально исследуется обтекание модели заостренной пластины с клином, расположенным в окрестности задней кромки, на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия при длительности стационарного течения в рабочей части АДТ от 5 до 7 с. За это время поверхность модели успевает достаточно сильно нагреться, а следовательно, распределение температуры поверхности модели может существенно изменяться как вдоль пластины, так и с течением времени. В этом случае на поверхности пластины формируется нестационарный пограничный слой, что приводит для режима сильного вязко-невязкого взаимодействия к образованию нестационарного течения в ударном слое. В результате на клин набегают нестационарный поток, что может приводить к возникновению нестационарных возмущений, которые могут распространяться против потока по дозвуковой части пограничного слоя. В этом принципиальное отличие данной задачи от постановок задач о распространении возмущений против потока [4, 5, 8, 9], в которых температура поверхности считалась постоянной, а пограничный слой стационарный. Цель данной работы – исследование влияния распространения возмущений давления, создаваемых клином, на изменение распределения температуры на поверхности пластины перед ним в случае, когда температура поверхности не является постоянной, а зависит от значения координат и непрерывно возрастает с течением времени.

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА И МОДЕЛЬ

Экспериментальное исследование проводилось на установке СМГДУ ЦАГИ. Она представляет собой гиперзвуковую аэродинамическую трубу с максимальным временем действия до 60 сек. Рабочим газом является воздух. Электрический дуговой подогреватель (ЭДП) в форкамере нагревает газ до температуры $T_0 \sim 3400$ К. Давление в форкамере порядка 2.5×10^5 Па, а в рабочей части около 10^3 Па. Сопло квадратное конической формы с сечением на входе 20×15 мм, на выходе 180×180 мм и длиной 400 мм обеспечивает создание потока с числом Маха $M = 8.1$.

Расчетная скорость потока воздуха в рабочей части $u_\infty = 2500$ м/с, диаметр ядра равномерного потока около 80 мм, а температура газа в нем $T_\infty = 241$ К. Давление и температура в рабочей части АДТ соответствуют параметрам в атмосфере Земли на высоте примерно 32–35 км. Диффузор имеет коническую форму с входом 300, выходом 200 и длину 600 мм. Газ из него поступает в вакуумную емкость объемом 360 м^3 с начальным давлением 200 Па. Рабочая часть размером $500 \times 500 \times 500$ мм с двумя смотровыми окнами $d = 240/140$ мм на боковых дверях. В окно диаметром 140 мм вставлено германиевое стекло, через которое проводилась наружная съемка с помощью тепловизора FLIRT420 60 Гц с диапазоном измеряемых температур от -20° до 1200°C с цифровой камерой CCIR/PAL 3.1 Мп и скоростью 16 кадров в с. Тепловизор измеряет распределение температуры в градусах Цельсия как по всей поверхности модели и представляет ее в виде цветной картины, так и температуру в трех заранее выбранных точках. В экспериментах указанные точки всегда располагались на оси пластины вдоль потока. Расстояние между двумя соседними точками было фиксировано и равно 25 мм. Расстояние между передней кромкой пластины и ближайшей к ней точкой, в которой измерялась температура, в зависимости от испытания варьировалось от 4 до 6 мм. Через второе смотровое окно $d = 240$ мм производилась видеосъемка цифровой камерой CASIOEX-F1 в формате 4:3 с разрешением 640×480 пикселей и скоростью 30 кадров в с. Для определения параметров АДТ во время пуска используется измерительный комплекс СМГДУ на 144 канала: модульный по давлению, току и напряжению с частотой опроса по каналам 100 Гц, на платформе LabVIEW, датчики давления Micro Switch Honeywell 142 РС 15 D (+/– кПа).

Учитывая, что температура поверхности модели до включения подогревателя была в пределах $17\text{--}30^\circ\text{C}$ то, следовательно, начальный температурный фактор $T_w / T_0 = 0.085\text{--}0.089$ достаточно мал. Тогда для режима сильного взаимодействия собственные числа оказываются очень большими $\alpha \approx 0.0897(T_w / T_0)^{-6}$ [5] и распространение возмущения давления против потока должно локализоваться в небольшой области порядка толщины пограничного слоя перед клином [5, 6]. Температура в области передней кромки модели за время эксперимента в некоторых пусках возрастала до величины около 900°K , следовательно, температурный фактор на этой части пластины увеличивался до значений $T_w / T_0 = 0.265$, т.е. все же оставался достаточно небольшим.

При исследованиях использовалась модель из стеклотекстолита с температурой плавления около 550°K и теплопроводностью $\lambda = 0.3\text{--}0.37$ Вт/(м · град). Длина модели 144, ширина 170 и толщина 2 мм. Передняя кромка пластины заостренная, имеет форму несимметричного клина, угол передней кромки 10° . Модель крепилась к державке в виде стальной рейки шириной 40 и толщиной 4 мм, которая располагалась в вертикальной плоскости в рабочей части АДТ. Передняя кромка рейки острая с углом заточки порядка 20° . Для имитации щитков использовались клинья, которые устанавливались на расстоянии 64–65 мм от передней кромки. Клинья двух размеров (ширина 25, высота 10 или 20 мм, длина 40 мм) изготовлены из теплоизоляционного материала АГ-4 с достаточно низкой теплопроводностью $\lambda = 0.2\text{--}0.3$ Вт/(м · град). Испытания проводились как на пластине без, так и с установленными клиньями. Учитывая, что стеклотекстолит имеет достаточно низкую температуру плавления, то время пуска, как правило, не превышало 5–7 с. Так как в данном случае за время пуска все же происходило небольшое оплавление передней кромки пластины (около 0.15–0.25 мм), то перед каждым следующим пуском она затачивалась вновь. В данных экспериментах число Рейнольдса $Re_{\infty l} = 5350$ вычислено по параметрам невозмущенного потока и длине $l = 105$ мм (расстояние от передней кромки пластины до задней кромки клина), а параметр гиперзвукового взаимодействия $\chi = M_\infty^3 / \sqrt{Re_{\infty l}} = 7.3$, что соответствует режиму сильного вязко-невязкого взаимодействия [1].

Перед проведением экспериментов было установлено, что измерение температуры поверхности модели с помощью тепловизора через германиевое стекло может приводить к существенному занижению реальной температуры модели. Для этого были проведены измерения температуры поверхности нагретого тела, помещенного в рабочую часть АДТ, при открытой рабочей части и через германиевое стекло. Зависимость поправочного коэффициента K_t от температуры, которую измеряет тепловизор через германиевое стекло, представлена на рис. 1. На этот коэффициент необходимо умножать показания тепловизора, чтобы получить реальную температуру в точках на поверхности пластины. В качестве примера на рис. 2 представлен кадр из записи тепловизора в момент времени 3 с с начала пуска при исследовании обтекания пластины с клином высотой 10 мм. Заметим, что для измеренных тепловизором через германиевое стекло температур свыше 100°C эта зависимость выходит на постоянную и практически не меняется, так как ко-

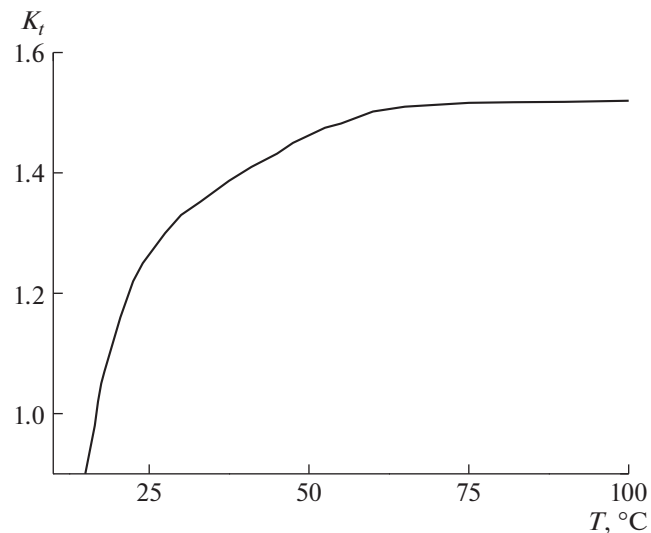


Рис. 1. Зависимость поправочного коэффициента K_t от температуры, которую измеряет тепловизор через германиевое стекло.

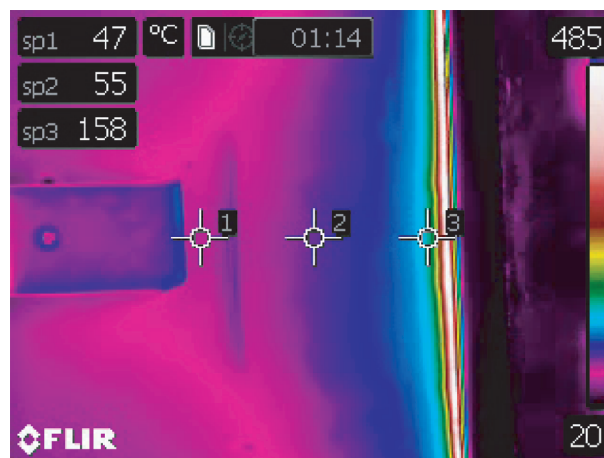


Рис. 2. Изображение кадра из записей тепловизора в момент времени 3 с с начала пуска при исследовании обтекания пластины с клином высотой 10 мм.

эффицент K_t при температуре 400°C достигает значения $K_t = 1.525$. Из результатов, приведенных на рис. 2, видно, что максимальная температура в данном испытании достигается на передней кромке и к моменту времени 3 с она возросла, учитывая поправочный коэффициент K_t , до значения 740°C . В точке 3, расположенной на расстоянии 5 мм от передней кромки, температура к указанному моменту времени достигла 241°C .

Во время пусков с помощью измерительного комплекса СМГДУ определялось статическое давление в форкамере, в четырех точках на боковой поверхности сопла и в рабочей части. Исследования обтекания модели без клина и с клиньями показали, что распределения зависимостей статического давления в указанных точках не изменяются и являются типичными для всех пусков. Следовательно, установка на пластине клиньев, используемых в экспериментах, не влияет на формирование набегающего потока. Обычно время подачи холодного воздуха до включения ЭДП составляло около 6 с, а сам горячий пуск длился 5–7 с. Выход статического давления в форкамере на максимальное значение после включения дугового подогревателя происходит менее чем за 1 с. Давление в рабочей части устанавливается примерно за 2 с, а затем в течение 3–5 с плавно уменьшается, но эти изменения не превышают 1%. В данной АДТ длина трасс для измерения статического давления составляет около 0.5–0.6 м.

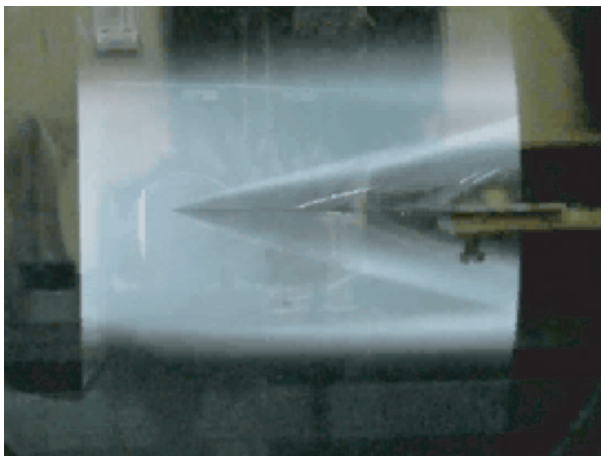


Рис. 3. Типичный кадр в конце второй секунды с начала пуска из записи видеокамеры обтекания модели с клином высотой 10 мм.

В экспериментах специально проводилась также видеосъемка течения около модели, но в этом случае она располагалась в горизонтальной плоскости. Визуальное сравнение видеок кадров показывает, что в пусках для моделей с разными клиньями к 7–8 кадру структура течения около модели устанавливается. Учитывая скорость видеосъемки цифровой камеры CASIOEX-F1, можно предположить, что в данной АДТ при испытании данной модели фактически выход на режим в ядре потока происходит примерно за 0.2–0.25 с. Это обстоятельство следует учитывать при анализе ниже полученных результатов по распространению возмущений против потока. На рис. 3 представлен типичный кадр в конце второй секунды с начала пуска из записи цифровой видеокамеры обтекания модели с клином высотой 10 мм. Следует отметить, что область возмущенного течения в месте расположения клина примерно в 2.5–3 раза больше, чем высота данного клина.

Учитывая, что интервал времени подачи холодного воздуха и момент времени включения ЭДП от пуска к пуску несколько изменялись, то возникал вопрос, какой кадр записи тепловизора принять за нулевой. Обычно за момент времени $t = 0$ в пусках принимался тот кадр в записи показаний тепловизора, когда впервые визуально возникала вспышка, и весь кадр приобретал белый цвет, но при этом температура в трех фиксированных точках и максимальная температура оставались такими же, как и на предшествующих перед этим кадрах. На следующем (по счету первом) кадре начинала расти максимальная температура, а начиная со второго кадра и температура в трех фиксированных точках.

Для дополнительной проверки, что установка клиньев на модели не оказывает существенного влияния на формирование течения в ядре потока АДТ, были проведены исследования с установкой клиньев высотой 10 и 20 мм на расстоянии 65 мм от передней кромки, но с обратной стороны пластины. На рис. 4 приведены показания тепловизора в трех соответствующих точках для пластины без клина (кривые $a1$, $a2$, $a3$), а также при установке клиньев размером $25 \times 10 \times 40$ мм ($b1$, $b2$, $b3$) и $25 \times 20 \times 40$ мм ($c1$, $c2$, $c3$) от времени. Кривые $a3$, $b3$ и $c3$ определяют зависимости температуры от времени в точке 3, расположенной на расстоянии 6 мм от передней кромки. Кривые $a1$, $b1$ и $c1$ – соответственно температуру от времени в точке 1, расположенной на расстоянии 50 мм от точки 3. Кривые $a2$, $b2$ и $c2$ показывают температуру в точке 2 посередине между точками 1 и 3.

Приведенные на рис. 4 кривые показывают, что начиная с момента времени $t = 1.5$ с показания температуры в точках 1 и 2 разделились на две отдельные ветви. Заметим, что к этому моменту времени фактически завершается установление статического давления в рабочей части АДТ. Следует отметить, что в течение примерно 0.2–0.3 с с момента включения ЭДП наблюдается сильный относительный разброс температуры во всех трех точках. Различия в приведенных трех пусках в точке 1 находятся в пределах 1.5%. В точке 2 различия температур не превышают 3%. В точке 3, ближе всего расположенной к передней кромке, температура начинает достаточно быстро возрастать еще до установления рабочего статического давления в форкамере, после включения ЭДП. Интересно отметить, что за время $t = 2$ с, т.е. к моменту установления статического давления в рабочей части температура в точке 3 успевает увеличиться примерно на 70°C

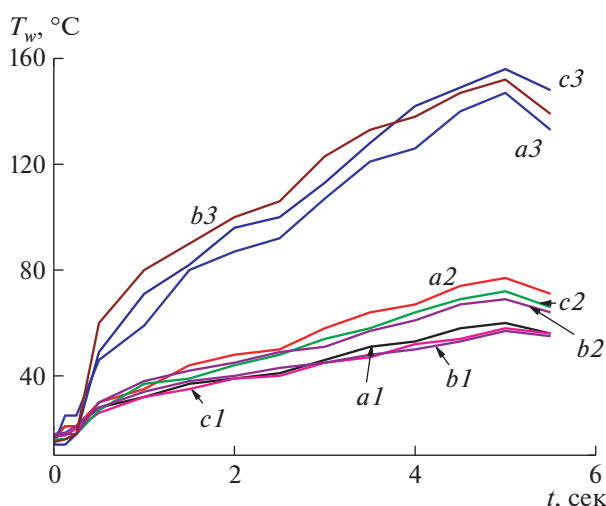


Рис. 4. Зависимости показаний тепловизором температуры в градусах Цельсия в трех точках на пластине без клина (кривые *a1*, *a2*, *a3*), с клином размером $25 \times 10 \times 40$ мм (*b1*, *b2*, *b3*) и с клином — $25 \times 20 \times 40$ мм (*c1*, *c2*, *c3*) от времени.

(реальное увеличение температуры в этой точке с учетом коэффициента K_t (рис. 1) составляет около 106°C). За следующие 3 с температура в точке 3 увеличивается еще примерно на 60°C . С другой стороны, начиная с момента времени $t = 0.3$ с показания температуры в точке 3 уже отделились от показаний в точках 1 и 2. Таким образом, сильный рост температуры в точке 3 фактически начинается с момента времени, когда, как отмечалось выше, согласно видеокдрам визуально сформировалось ядро потока.

Полученный факт необходимо иметь в виду при анализе результатов, связанных с исследованием распространения возмущений, вызванных установкой клиньев на пластине, в данной АДТ. Тем не менее приведенные на рис. 4 данные подтверждают тот факт, что установка клиньев на обратной стороне пластины оказывает достаточно слабое влияние на распределение температуры на той стороне поверхности пластины, где отсутствуют клинья. Следовательно, можно сделать вывод, что установка клиньев на пластине не оказывает существенного влияния на набегающий поток.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Зависимости безразмерной температуры $T_w/T_\infty = (K_t \times T_w^\circ\text{C} + 273^\circ\text{K})/T_\infty$ на поверхности модели без клина в точках 1, 2 и 3 (кривые 1–3) и максимальная температура в окрестности передней кромки (кривая 4) от времени представлены на рис. 5. Здесь $T_w^\circ\text{C}$ температура, которую измеряет тепловизор, K_t — поправочный коэффициент (рис. 1) и $T_\infty = 241^\circ\text{K}$ — температура в ядре потока. В экспериментах точка 3 располагалась на расстоянии 5 мм от передней кромки модели, тогда точка 1 оказывалась на расстоянии 10 мм перед клином. Точка 2 располагалась точно посередине между точками 1 и 3. Из кривых, приведенных на рис. 5, видно, что во время подачи холодного воздуха до включения ЭДП ($t < 0$) температура во всех трех точках остается постоянной. Перед началом пуска безразмерная температура в этих точках равнялась 1.205, 1.2, 1.182 и 1.212 (показания тепловизора — 17, 16, 14 и 18°C). К моменту времени $t = 5$ с она достигла значений в точке 1 — 1.506 (показания тепловизора — 60°C), в 2 — 1.62 (77°C), в 3 — 2.063 (147°C) и в 4 — 4.936 (601°C), то это означает, что имеет место неравномерный нестационарный нагрев поверхности модели. Учитывая, что температура поверхности пластины непрерывно возрастает, то пограничный слой, образующийся на ней, не является стационарным и в этом принципиальное отличие от исследований [3–10], в которых всегда предполагалось постоянство температурного фактора.

При анализе результатов, приведенных на рис. 5, следует иметь в виду, что согласно техническим характеристикам СМГДУ с момента включения ЭДП до момента установления рабочего статического давления в форкамере АДТ требуется около одной секунды, а для установления статического давления в рабочей части необходима еще одна секунда. С другой стороны, из ха-

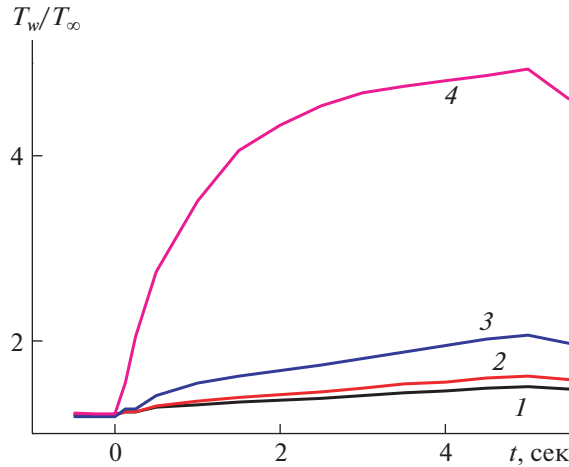


Рис. 5. Зависимости безразмерной температуры T_w/T_∞ в трех точках (кривые 1–3) и на передней кромке (4) на поверхности модели без клина от времени.

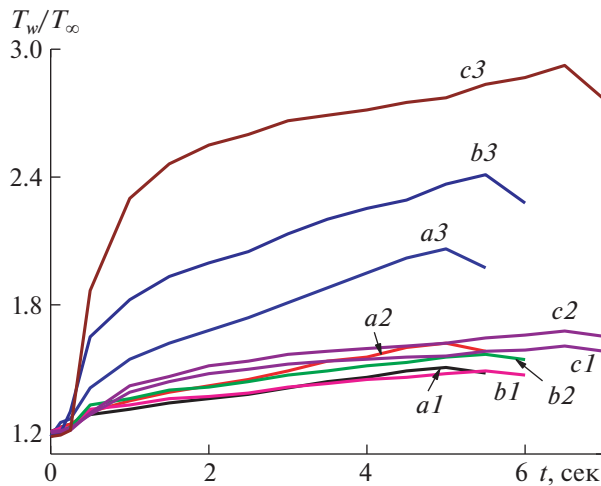


Рис. 6. Зависимости безразмерной температуры T_w/T_∞ в точках 1, 2 и 3 на поверхности модели без клина (кривые $a1, a2, a3$), с клином высотой 10 мм (кривые $b1, b2, b3$) и с клином высотой 20 мм (кривые $c1, c2, c3$) от времени.

рактера поведения кривых 1–3 видно, что, начиная с момента времени $t = 0.25$ с, они становятся монотонно растущими. То есть можно предположить, что к этому моменту наступает стабилизация течения в ядре потока, что было отмечено выше при анализе видеоклипов цифровой камеры. Безразмерная температура на поверхности пластины наиболее быстро растет на передней кромке и в точке 3, ближайшей к ней. Следует отметить, что на поверхности пластины в точке 3 температурный фактор за время, равное 5 с от начала пуска возрастает от $T_w/T_0 \approx 0.085$ до 0.15, а в точке 1 до $T_w/T_0 \approx 0.11$, т.е. остается достаточно малым и согласно результатам, полученным в [5, 6, 8, 9], возмущения давления (например, от державки) практически не должны распространяться по пограничному слою против потока.

На рис. 6 для сравнения приведены зависимости безразмерной температуры T_w/T_∞ в точках 1, 2 и 3 на поверхности модели без клина (кривые $a1, a2, a3$), с клином высотой 10 мм (кривые $b1, b2, b3$) и с клином высотой 20 мм (кривые $c1, c2, c3$) от времени. Так как продолжительность времени пусков различалась, то и кривые заканчиваются в разные моменты времени. Сравнивая кривые $b1, b2, b3$ (клин высотой 10 мм) 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 $t = 5$ с увеличилась на 15%, т.е. на 73°C , а в точках 1 и 2 безразмерная темпе-

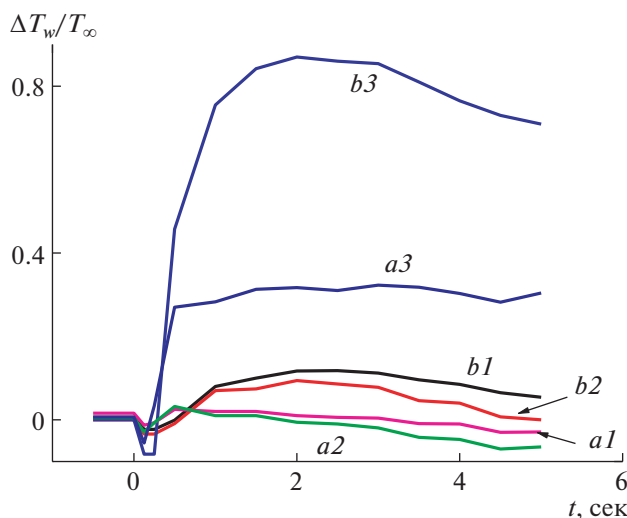


Рис. 7. Зависимости разностей безразмерных температур $\Delta T_w/T_\infty$ в точках 1, 2 и 3 на поверхности модели с клином высотой 10 мм (кривые $a1, a2, a3$) и с клином высотой 20 мм (кривые $b1, b2, b3$) от времени.

ратура уменьшилась на 2 и 4% соответственно. Следовательно, установка клина высотой 10 мм на пластине влияет на распределение температуры поверхности перед ним и наиболее сильно это проявляется в окрестности передней заостренной кромки пластины в точке 3. Заметим, что высота клина составляет примерно 1/3 от толщины области возмущенного течения, т.е. головная ударная волна в этом месте проходит над клином (рис. 3), а сам клин фактически погружен в область пограничного слоя. Время пуска с клином высотой 20 мм было больше, чем в предыдущих пусках и составляло 6.5 с. Сравнивая кривые $c1, c2, c3$ (клин высотой 20 мм) с распределением безразмерной температуры на пластине без клина (кривые $a1, a2, a3$), можно отметить, что в данном испытании температура в точке 3 к моменту времени $t = 5$ с увеличилась на 34%, т.е. на 171°C . При этом в точке 1 безразмерная температура возросла на 3%, а в точке 2 не изменилась. Следовательно, установка клина высотой 20 мм на пластине еще сильнее повлияла на изменение распределения температуры перед ним и наиболее сильно это проявляется в точке 3. В начале всех пусков, примерно в течение 0.3–0.5 с, когда только формируется течение в ядре потока, сильно проявляется нестационарность течения в нем.

Для более наглядного представления влияния клина на нагрев пластины перед ним на рис. 7 представлены зависимости разностей безразмерных температур $\Delta T_w/T_\infty = (T_{wf} - T_{wpl})/T_\infty$ в точках 1, 2 и 3 на поверхности модели с клином высотой 10 мм (кривые $a1, a2, a3$) и с клином высотой 20 мм (кривые $b1, b2, b3$) от времени в течение 5 с.

Здесь T_{wf} — температура в точках на пластине с соответствующим клином, а T_{wpl} — температура в точках на пластине без клина. Хорошо видно, что в течение первых 0.5 с наблюдаются достаточно резкие скачки разностей температур во всех выбранных точках, что связано с нестационарностью течения в начале пуска. Отметим еще некоторые особенности обтекания пластины с клином высотой 10 мм (кривые $a1, a2, a3$). К моменту времени $t = 0.5$ с, т.е. когда в форкамере еще только устанавливается рабочее давление, разность безразмерных температур в точке 3 ($a3$) уже достигает 27%. Следовательно, установка данного клина в конце пластины влияет на нагрев в передней части пластины очень сильно и это происходит в интервал времени, когда течение в ядре потока еще не является стационарным. Далее изменение температуры в точке 3 ($a3$) происходит более плавно и к моменту времени $t = 1.5$ с (фактически это время выхода на стационарное значение статического давления в рабочей части) достигает 31.3%. В дальнейшем до 5 с в точке 3 разность температур меняется относительно мало (от 32.3 до 28.2%). Рассмотрим более подробно изменения температуры в точках 1 ($a1$) и 2 ($a2$). Кривые $a1$ и $a2$ к моменту времени $t = 0.5$ с достигают максимума, равного примерно 2.5 и 3.2% соответственно, а затем достаточно монотонно начинают падать. Причем кривая $a2$ уменьшается быстрее и в момент времени около 1.8 с достигает значения нуля. Кривая $a1$ приближается к нулю в момент времени $t = 3.1$ с. С этих моментов времени разности температур становятся отрицательными. К моменту времени 4.5 с максимальное падение разностей составляет 3 и 7% соответственно для точек 1 и 2. Заметим, что в пуске без клина ЭДП был отключен на 5 с.

Итак, можно сделать вывод, что установка клина высотой 10 мм, который по высоте составляет примерно $1/3$ от толщины возмущенной области течения в данном месте, приводит, начиная с 3 с, к снижению температуры непосредственно перед ним в точке 1. В точке 2, расположенной перед клином на расстоянии около 34 мм, понижение температуры больше и начинается с 2 с. Таким образом, в точке 2, фактически расположенной посередине между передней кромкой пластины и клином, влияние клина проявляется в течение всего времени пуска, причем оно оказывается более сильным, чем в точке 1, расположенной на расстоянии 9 мм перед клином. Этот результат также принципиально отличается от случая обтекания пластины с постоянной температурой поверхности [3, 6, 9, 10]. Следовательно, установка даже не высокого клина (10 мм) на пластине приводит к существенному росту температуры в окрестности передней кромки пластины и это возрастание происходит именно в начальный период, когда течение в ядре потока только устанавливается. Далее с течением времени эта разность температур в точке 3 изменяется слабо, а в точках 2 и 1, ближе расположенных к клину, это влияние клина остается существенным в течение всего времени пуска.

Ниже в работе об особенностях обтекания модели с клином высотой 20 мм (кривые $b1$, $b2$, $b3$). Явно выраженная нестационарность проявляется до момента времени $t = 0.25$ с. Разность температур в точке 3 ($b3$) к моменту времени $t = 0.5$ с вырастает на 40%. Максимальные разности безразмерных температур во всех трех точках ($b3 - 87$, $b2 - 9.4$, $b1 - 11.8\%$) достигаются к моменту времени, близкому к $t = 2$ с, когда течение в рабочей части уже стационарное. Интересно также отметить, что установка клина высотой 20 мм, который по высоте составляет примерно $2/3$ от толщины возмущенной области течения в этом месте, приводит, начиная с 2 с, к понижению разности температур во всех трех точках. Из поведения кривой $b3$ на рис. 7 можно сделать вывод, что в данном случае, в отличие от поведения кривой $a3$, более толстый клин влияет на нагрев области около передней кромки в течение всего пуска.

Таким образом, в рассматриваемом случае имеет место распространение возмущений индуцированного давления, вызываемых клином, на всю длину вплоть до передней кромки и это влияние оказывается существенно сильнее, чем предсказывает теория [5, 6, 9, 10] в случае, когда температурный фактор постоянен и отклонения строятся от автомодельного решения. Физическое объяснение этого принципиального различия заключается в том, что при непрерывно возрастающей и неравномерной по поверхности температуре пластины, формирующийся пограничный слой не является стационарным, а из-за режима сильного вязко-невязкого взаимодействия и течение в ударном слое перестает быть стационарным. 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. Можно предположить, что когда температура поверхности пластины достигнет максимума и перестанет меняться, то этот эффект видимо пропадет и возмущения будут локализоваться вблизи клина, как это и предсказывают теоретические исследования [5, 6, 9, 10].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены экспериментальные исследования гиперзвукового обтекания заостренной пластины, изготовленной из теплоизоляционного материала на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия. Пограничный слой, образующийся на пластине, не является стационарным, так как в течение пуска температура в точках на поверхности пластины увеличивается со временем. Показано, что установка клина в окрестности задней кромки пластины приводит к изменению распределения температуры по поверхности перед ним, а это означает, что возмущения давления, создаваемые клином, передаются вверх против потока и изменяют характер течения в нестационарном пограничном слое вплоть до передней кромки. При этом наибольшее увеличение температуры при обтекании пластины с клином имеет место в передней части пластины, а не непосредственно перед клином, как это следует из результатов теоретических исследований, в которых рассматривалось обтекание пластины с постоянным температурным фактором.

Принципиальное изменение характера распространения возмущений в рассматриваемом случае режима сильного взаимодействия объясняется тем, что при непрерывно возрастающей и неравномерной по поверхности температуре пластины формирующийся пограничный слой и течение в ударном слое нестационарные. В области взаимодействия около клина возникают не-

стационарные возмущения давления, которые распространяются по дозвуковой части пограничного слоя против потока. Так как температура в пограничном слое около поверхности пластины все время растет, то более поздние по времени возникающие возмущения индуцированного давления распространяются с большей скоростью, а следовательно, эти возмущения могут догонять предыдущие и поддерживают их от затухания.

Авторы благодарят В.В. Антипова и А.А. Матвеева помощь в проведении экспериментов. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 18-01-00211).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Hayes W.D., Probstein R.F.* Hypersonic flow theory. N.Y.; L.: Acad. Press, 1959. (*Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф.* Теория гиперзвуковых течений. М.: Изд-во иностр. лит, 1962. 607 с.)
2. *Lees L.* On the boundary-layer equations in hypersonic flow and their approximate solutions // *J. Aeronaut. Sci.* 1953. № 20 (20). P. 143–145.
3. *Stewartson K.* On the motion of a flat plate at high speed in a viscous compressible fluid. II Steady motion // *J. Aeronaut. Sci.* 1955. V. 22 (5). P. 303–309.
4. *Нейланд В.Я.* Распространение возмущений вверх по течению при взаимодействии гиперзвукового потока с пограничным слоем // *Изв. АН СССР. МЖГ.* 1970. № 4. С. 40–49.
5. *Brown S.N., Stewartson K.* A non-uniqueness of the hypersonic boundary layer // *Q. J. Mech. Appl. Math.* 1975. V. XXVIII. Pt. 1. P. 75–90.
6. *Нейланд В.Я., Боголепов В.В., Дудин Г.Н., Липатов И.И.* Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа. М.: Физматлит, 2003, 456 с.
7. *Гориславский В.С., Степченко З.А.* Экспериментальное исследование срывных зон на пластине в гиперзвуковом потоке газа // *Уч. зап. ЦАГИ.* 1971. Т. II. № 5. С. 1–8.
8. *Дудин Г.Н., Нейланд В.Я.* Об индуцировании трехмерных возмущений в пограничном слое при сильном взаимодействии с гиперзвуковым потоком // *Изв. РАН. МЖГ.* 2018. № 1. С. 89–96.
9. *Дудин Г.Н., Нейланд В.Я.* Влияние температуры поверхности пластины на распространение возмущений при гиперзвуковом обтекании // *Уч. зап. ЦАГИ.* 2018. Т. XLIX. № 5. С. 3–16.
10. *Harvey W.D.* Experimental investigation of laminar-flow separation on a flat plate induced by deflected trailing-edge flap at Mach 19 // *NASA TN D-4671.* 1968. 55 p.
11. *Miller C.G., Creel T.R., Smith F.M.* Calibration experience in the Langley hotshot tunnel for Mach numbers from 12 to 26 // *NASA TN D-3278.* 1966. 46 p.