

Анализ проведенных расчетов позволил построить качественную картину течения идеального газа в области между пластинками. На фиг. 4 показаны следы ударных волн в плоскости $x = \text{const}$ для случая $M_\infty = 6$, $\theta = 10^\circ$, $\alpha = -20^\circ$. Прямые CE и BF — ударные волны течений со скольжением, линии AB и DC — скачки уплотнения, отделяющие течения со скольжением от области их взаимодействия, наконец, скачок CB отделяет область взаимодействия от невозмущенного потока. В расчетах не удается получить отличия линий AB и DC от прямых.

Полученная теоретическая картина течения отличается от построенной экспериментально в работе [3], в которой область взаимодействия между пластинками значительно больше. По-видимому, это отличие вызывается отрывом пограничного слоя на пластинке благодаря мощному скачку уплотнения, отделяющему течение со скольжением от области взаимодействия. Следовательно, модель идеального газа не может правильно описывать подобные течения так же, как, например, при обтекании сферы с иглой.

3. Рассмотренный метод был применен также для расчета течения разрежения в области между двумя перпендикулярными пластинками. Чтобы убедиться в достоверности получающихся результатов, было рассчитано течение Прандтля — Майера. На фиг. 5 кривая 1 — точное решение, кривая 2 — решение, полученное численным методом.

Результаты расчетов для пространственного случая $M_\infty = 6.0$, $\theta = 45^\circ$, $\alpha = 10^\circ$ показаны на фиг. 6. Кривые 1, 2, 3, 4 соответствуют значениям x , равным 0.406, 1.011, 1.517, 3.034.

Давление на пластинке построено в зависимости от координаты y/x . На пластинках до области взаимодействия течение направлено от угла, что и приводит к значительному уменьшению давления в области взаимодействия.

Поступило 30 XI 1970

ЛИТЕРАТУРА

1. Фридлендер Б. И. Крестообразное крыло конечного размаха в сжимаемом потоке. Докл. АН СССР, 1963, т. 151, № 6.
2. Wallace J., Clarke J. H. Uniformly valid second order solution for supersonic flow over cruciform surfaces. AIAA Journal, 1963, vol. 1, No. 4.
3. Charwat A. F., Redeker L. G. Supersonic interference flow along the corner in intersecting wedges. AIAA Journal, 1967, vol. 5, No. 3.
4. Bohachevsky J. O., Rubin E. L. A direct method for computation of nonequilibrium flows with detached shock waves AIAA Journal, 1966, vol. 4, No. 7.

УДК 533.6.011.55:533.693.3

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА ТРЕУГОЛЬНОМ КРЫЛЕ С ПРИТУПЛЕННЫМИ КРОМКАМИ ПРИ МАЛЫХ УГЛАХ АТАКИ

В. В. ИВАНОВ, А. В. КРАСИЛЬНИКОВ

(Москва)

Приведены результаты экспериментального исследования распределения давления на треугольном крыле с притупленными кромками с углом полураствора $\theta = 45^\circ$ под углами атаки $\alpha = 0, 5, 10^\circ$ при $M_\infty = 11.6$ и $Re \approx 1.5 \cdot 10^6$. Обнаружено, что в области, прилегающей к оси симметрии, на некотором удалении от вершины наблюдается значительное понижение давления.

1. При наличии затупленной кромки теоретическое исследование обтекания треугольного крыла при гиперзвуковых скоростях значительно усложняется. Течение становится существенно трехмерным, а в области между телом и ударной волной необходимо учитывать особенности течения в высокоэнтропийном слое.

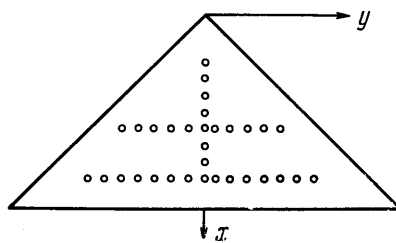
Эта задача при малых углах атаки рассматривалась в работах [1-4]. В работе [1] приведены качественные соображения влияния притупления кромок на гиперзвуковое течение около тонких крыльев. В работе [2] рассмотрена задача о гиперзвуковом обтекании совершенным газом треугольной пластины при нулевом угле атаки с числом Маха набегающего потока, равным бесконечности. Используя простейшую двухслойную схему течения найдено распределение давления по пластине, толщина высокоэнтропийного слоя и распределение средней скорости в нем. В работах [3, 4] в рамках этой же схемы получены приближенные решения задачи обтекания треугольного плоского крыла с затупленными кромками при конечных числах M_∞ для нулевого угла атаки, и при $M_\infty = \infty$ для малых углов атаки.

Обилие предпосылок, заложенных в используемую в этих работах схему течения, вызвали необходимость проведения экспериментальных исследований для ее проверки. В частности, была поставлена задача тщательного измерения распределения давления по крылу при гиперзвуковых скоростях для проверки предсказываемого в работах существенного понижения давления в центральной области крыла при нулевом и малых углах атаки. При этом следует заметить, что в опубликованных экспериментальных работах, например [5, 6], такой эффект на треугольных крыльях с притупленными кромками не был отмечен. В какой то мере это можно объяснить тем, что в этих работах было недостаточно велико значение $M_n = M_\infty \sin \theta$, от величины которого зависит распределение давления на крыле [3]. С уменьшением M_n влияние растекания уменьшается и для условий указанных экспериментов мало и сравнимо, по-видимому, с точностью измерений.

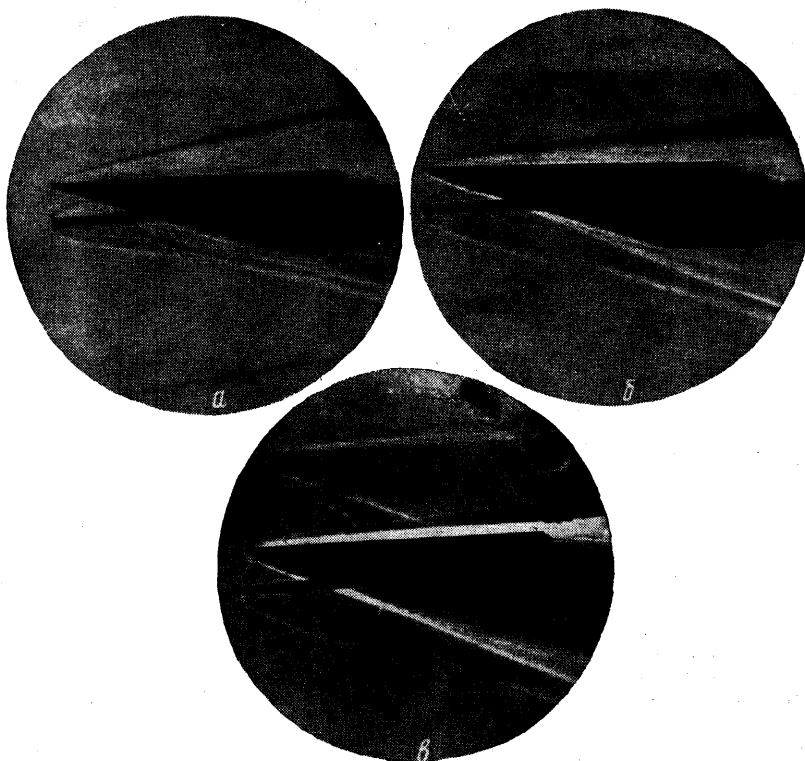
2. С целью выяснения этих вопросов была проведена серия экспериментов в гиперзвуковой аэродинамической трубе при $M_\infty = 11.6$ и числе Рейнольдса, вычисленном по параметрам набегающего потока и длине 1 м $Re \approx 1.5 \cdot 10^6$. Испытания проводились с моделью плоского треугольного крыла с притупленными кромками в виде торцевого среза с относительной толщиной $t/l = 0.0154$ (t — толщина передней кромки, l — длина корневой хорды) и углом полураствора $\theta = 45^\circ$.

Такой угол, с одной стороны, позволяет получить достаточно высокое значение M_n и, кроме того, дает возможность разместить большое число датчиков в поперечных сечениях крыла.

Измерение давления на поверхности крыла осуществлялось с помощью 32 малогабаритных дифференциальных индуктивных датчиков (см. схему размещения дренажных отверстий на фиг. 1) и одного датчика с насадкой для измерения давления после прямого скачка p_{01} при $\alpha = 0$. Кроме того, измерялось давление p_{01} на срезе сопла и давление в форкамере.



Фиг. 1



Фиг. 2

Тарировка всех датчиков производилась одновременно с помощью водяного манометра путем откачки воздуха из герметичной внутренней полости модели, в которую были выведены обратные полости датчиков. Опорное давление внутри модели в процессе эксперимента создавалось с помощью двух электровакуумных клапанов и вакуумного насоса и равнялось ~ 1 мм рт. ст. Для усиления полезного сигнала использовались динамические усилители с несущей частотой 10 кГц.

Так как при исследованиях распределения давления на плоских поверхностях при малых углах атаки очень важна точность установки модели относительно набегающего потока, перед экспериментом проводился контроль установки угла атаки относительно торца сопла специальным приспособлением с индикатором. Это позволило устанавливать модель относительно сопла при $\alpha = 0$ с точностью ± 10 мин.

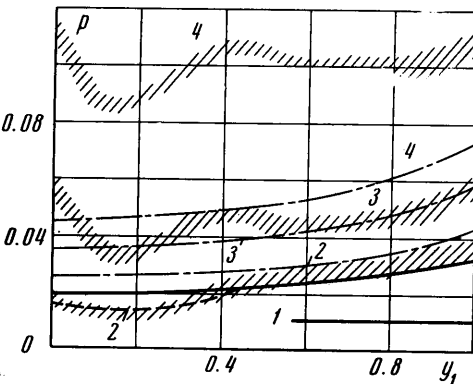
Для выяснения влияния вязкости и неравномерности поля потока производились измерения давления на той же модели крыла с острыми кромками при $\alpha = 0$ и тех же числах Маха и Рейнольдса, что и в основных экспериментах.

Исследования показали: давления в сечениях 1 и 2 (см. фиг. 1) практически постоянны и примерно равны статическому; в разбросе точек нет закономерности; максимальные отклонения от статического давления не превышают $\pm 20\%$ его величины. Эти опыты позволили сделать вывод, что влияние вязкости в условиях экспериментов незначительно (по крайней мере в области расположения датчиков), а набегающий поток достаточно равномерный.

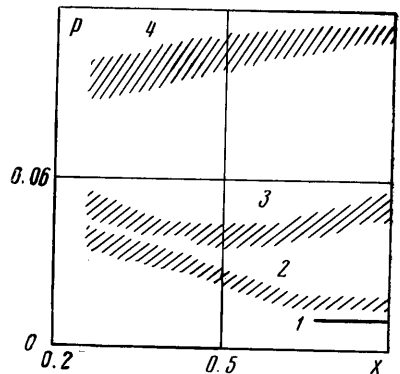
3. Измерение распределения давления на треугольном крыле с притупленными кромками проводилось при $\alpha = 0, 5, 10^\circ$. Одновременно при каждом угле атаки с помощью прибора Теплера проводилось фотографирование спектров обтекания модели (см. фиг. 2, а, б, в соответственно).

Из фиг. 2, а, б, в видно, что вблизи вершины крыла ударная волна криволинейная, а при удалении от вершины в этой области уменьшаются с ростом угла атаки почти линейно.

Распределения безразмерного давления p на крыле в сечениях 1, 2 и вдоль оси симметрии представлены на фиг. 3, 4, 5 соответственно. Давление отнесено к $\rho_\infty U_n^2$



Фиг. 3



Фиг. 4

(ρ_∞, V_∞ — плотность и скорость набегающего потока, $U_n = V_\infty \sin \theta$) и построено в зависимости от безразмерных переменных $y_1 = y/x \sin \theta$ в поперечных сечениях $x = \text{const}$ и $X = x/l$ вдоль оси симметрии крыла. Штрих-пунктиром нанесено решение, даваемое взрывной аналогией для бесконечной скошенной пластины с учетом поправок на конечное число Маха и угол атаки согласно работам [3, 4]. Сплошной линией нанесено точное численное решение для плоской пластины с цилиндрическим закруглением при $\alpha = 0$ и $M_\infty = 8$, близком значению нормального числа Маха M_n в эксперименте. При этом при пересчете на плоское закругление по теории подобия

[7] значение s_x плоской кромки принималось равным 1.8. Пунктиром нанесено решение в центральной области. Для построения этого решения из работы [2] брались лишь относительные изменения давления. Абсолютные значения вычислялись, принимая в качестве решения для бесконечной скошенной пластины численное решение для прямоугольной пластины с одинаковыми нормальными числами Маха при $\alpha = 0$ и решение взрывной аналогии для бесконечной скошенной пластины с учетом поправок на конечность числа M_n и угол атаки при $\alpha = 5^\circ$. Цифры на фиг. 3—5 обозначают: 1 — статическое давление; 2, 3, 4 — соответствующие кривые для $\alpha = 0, 5, 10^\circ$. Штриховкой указаны области, в которых расположены экспериментальные точки.

Сравнение расчетных кривых и экспериментальных данных позволяет сделать следующие выводы. Вблизи боковых кромок распределение давления на треугольном крыле при $\alpha = 0$ и 5° достаточно хорошо описывается решением для бесконечной скошенной пластины. В области, примыкающей к оси симметрии, наблюдается значительное понижение давления, которое можно объяснить растеканием газа в энтропийном слое. Эффект растекания, наблюдаемый в эксперименте, более сильный, чем предсказывалось теорией [2—4]. Действительно, из фиг. 3 видно, что область влияния вершины заметно шире. Кроме того, необходимо учесть, что при построении решения в центральной области выбирались такие значения параметров, которые дают максимальный эффект. Несомненным является качественное согласие.

При $\alpha = 10^\circ$ экспериментальные распределения давления в сечениях 1, 2 значительно отличаются от решения взрывной аналогии с учетом поправок на конечное число M_∞ и α . Теория, по-видимому, в этом случае становится неприменимой. Это можно объяснить тем, что, начиная с углов атаки $\alpha \approx 10^\circ$, влияние притупления кромок на распределение давления на поверхности рассматриваемой модели треугольного крыла становится мало заметным. Такой вывод согласуется с результатами работы [8]. При $\alpha = 10^\circ$ вблизи оси симметрии, так же как и при $\alpha = 0, 5^\circ$, наблюдается понижение давления и локальный максимум на оси симметрии. Такое поведение давления, как видно из фиг. 3, 4, нельзя отнести за счет неточности измерений. Требуется также объяснения поведение экспериментального распределения давления вдоль оси симметрии при изменении угла атаки (фиг. 5). При $\alpha = 0$ давление монотонно падает при удалении от вершины, при $\alpha = 5^\circ$ наблюдается повышение давления, начиная с $x/l \approx 0.6$, а при $\alpha = 10^\circ$ — медленно возрастает при удалении от вершины.

Поступило 3 VIII 1974

ЛИТЕРАТУРА

1. Ладыженский М. Д. О пространственном гиперзвуковом течении около тонких крыльев. ПММ, 1964, т. 8, вып. 5.
2. Лунев В. В. Гиперзвуковое обтекание треугольной пластины с притупленными передними кромками. Изв. АН СССР, Механика, 1965, № 3.
3. Красильников А. В. Влияние числа Маха на гиперзвуковое обтекание треугольного крыла с притупленными кромками. Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 1.
4. Красильников А. В. Треугольное крыло с притупленными кромками под малыми углами атаки в гиперзвуковом потоке. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 5.
5. Bertram M., Henderson A. Recent hypersonic studies of wings and bodies. ARS Paper, 1960, pp. 1131—60.
6. Bertram M., Henderson A. Hypersonic studies of wings and bodies. ARS, 1961, No. 8.
7. Черный Г. Г. Течение газа с большими сверхзвуковыми скоростями. М., Физматгиз, 1959.
8. Башкин В. А. Экспериментальное исследование обтекания плоских треугольных крыльев при числе $M = 5$ в диапазоне углов атаки от 0 до 70° . Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 3.