

Удлинение кормовой части тела  $(x_d - x_a)$ :  $(y_d - y_b)$  обозначено через  $m$ . В области атаки угол Маха обозначен через  $\alpha$ , а угол наклона скорости к оси  $x$  — через  $\varphi$ . Скорость на  $bd$  обозначена через  $u$ . Коэффициент сопротивления  $c_x$ , соответствующий минимальному сопротивлению, определяется формулой

$$c_x = 2 \frac{P + P_\infty (y_d - y_b)}{(y_d - y_b) \rho_\infty u_\infty^2}$$

где  $P$  — сила, действующая на кормовую систему тел, а индекс  $\infty$  приписан величинам в набегающем потоке. Результаты расчетов сведены в таблицу. Во всех примерах все перечисленные условия экстремума выполнены. В той же таблице приведен минимальный коэффициент сопротивления  $c_x^0$ , который можно обеспечить только одной образующей  $ab$  при прочих равных условиях. Первые четыре таких профиля прямолинейны и соединяют точки  $a$  и  $b$ , а пятый и шестой профили представляют собой ломаные линии, состоящие из прямолинейных отрезков, выходящих из точки  $a$  с углом наклона  $-0.3598$ , и прямолинейных отрезков с  $x = x_b$ , приходящих в точку  $b$ .

Поступило 14 VI 1966

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Шмыглевский Ю. Д. Некоторые вариационные задачи газовой динамики. Тр. Вычислительного центра АН СССР, 1963.

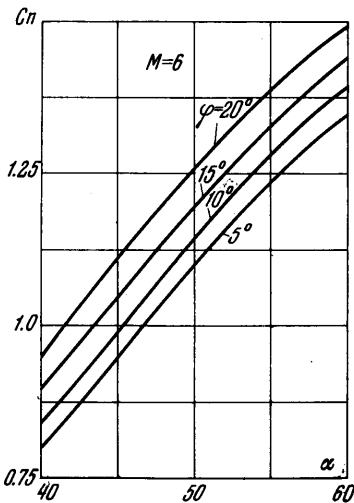
### К РАСЧЕТУ ОБТЕКАНИЯ ПЛОСКИХ ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

А. П. БАЗЖИН (Москва)

Рассматривается течение около нижней поверхности плоского треугольного крыла, обтекаемого гиперзвуковым потоком совершенного невязкого и нетеплопроводного газа под большими углами атаки.

В опубликованной недавно работе [1] предложен интегральный метод, позволяющий в принципе, рассчитывать течения около крыльев с различной степенью точности. На основе первого приближения этого метода дан подробный качественный анализ возможных схем течения на нижней поверхности плоских треугольных крыльев.

В работе [2] для расчета течения около нижней поверхности треугольного крыла также был использован метод интегральных соотношений. Полученная в этой работе



Фиг. 1

аппроксимирующая система обыкновенных дифференциальных уравнений оказалась практически неудобной. Впоследствии была принята другая аппроксимация подынтегральных функций и другая аппроксимирующая система, решение которой находится быстрее, так как появляется возможность один из неизвестных параметров определять из начальных условий в плоскости симметрии течения. При некоторых режимах течения это приводит к существенному сокращению потребного машинного времени. Имеются также режимы с растеканием потока на поверхности крыла от некоторой образующей, не лежащей в плоскости симметрии течения. В таких случаях интегрирование аппроксимирующей системы уравнений является более трудоемким процессом, много времени требуется на подбор значения энтропийной функции на поверхности тела.

Основная цель настоящей работы заключалась в проведении систематических расчетов обтекания нижних поверхностей плоских треугольных крыльев в возможно более широком диапазоне углов атаки, числа  $M$  и угла при вершине крыла. Были рассмотрены крылья с углами стреловидности передней кромки, равными  $70 \div 85^\circ$ , в диапазоне углов атаки от  $30$  до  $60^\circ$  и чисел  $M$  от  $4$  до  $10$ . На фиг. 1 в качестве примера представлена зависимость коэффициента нормальной силы треугольных крыльев  $C_n$  от угла атаки  $\alpha$  при  $M = 6,0$  для различных значений  $\varphi$  — половины угла при вершине крыла.

Получено также распределение других параметров течения (компонентов скорости, давления и плотности) по поверхности треугольных крыльев при различных режимах их обтекания. Пользуясь этими данными, можно построить картину линий тока на

поверхности крыла. Кроме того, они могут быть использованы для проведения различных оценок при проектировании таких летательных аппаратов, существенным элементом которых является треугольное крыло.

В работе [3], посвященной анализу пространственных гиперзвуковых течений газа около тонких тел при больших углах атаки, было получено обобщение закона плоских сечений и закона подобия теории малых возмущений на случай произвольного угла атаки. При этом на форму тела накладывается дополнительное ограничение: рассматриваются тела, все поперечные размеры которых много меньше их длин.

Строго говоря, результаты проведенных систематических расчетов не дают возможности проверить справедливость этого закона подобия, так как не все из рассмотренных углов при вершине крыла являются величинами, много меньшими единицы, а значения чисел  $M$  набегающего потока недостаточны велики. Представим, однако, функцию

$$Cn^*(K_1, K_2) = \frac{Cn}{\sin^2 \alpha}$$

в зависимости от параметров подобия

$$K_1 = 2tg \varphi ctg \alpha, \quad K_2 = M \sin \alpha$$

На фиг. 2 приведены графики функции  $Cn^*$  в зависимости от параметра  $K_1$  при нескольких значениях параметра  $K_2$ . Точки 1, ..., 6 соответствуют следующим комбинациям параметров ( $K_2, M, \alpha$ ):

- |                      |                   |                      |
|----------------------|-------------------|----------------------|
| 1 (3.06, 4, 50°),    | 2 (3.00, 6, 30°), | 3 (3.45, 4, 60°),    |
| 4 (3.45, 5.37, 40°), | 5 (5.18, 6, 50°), | 6 (5.18, 8.05, 40°). |

Значения  $Cn^*$  при  $M = 5.37$  и  $8.05$  были получены путем интерполяции расчетных данных на соответствующие значения параметра  $K_2$ . Как видно, все точки, относящиеся к одинаковым значениям параметра  $K_2$ , располагаются на единых кривых, представляющих зависимость функции  $Cn^*$  от параметра  $K_1$ . Отклонение точек от соответствующих кривых не превышает одного процента — вероятной погрешности самих расчетов.

Отсюда напрашивается вывод, что применительно к коэффициенту нормальной силы плоских треугольных крыльев закон подобия сохраняет силу даже тогда, когда нарушено основное условие, накладываемое на поперечные размеры тела. (Например, в случае крыла с углом при вершине равным  $2\varphi = 40^\circ$ , параметр  $\delta = 2tg \varphi = 0.728$  — не является величиной, много меньшей единицы).

Поэтому такое параметрическое представление коэффициента нормальной силы может оказаться полезным на практике. Еще более полезным оказывается представление результатов расчета в виде зависимости от единого параметра

$$\Omega = (\rho_1/\rho_\infty)^{1/2} tg \varphi ctg \alpha$$

введенного в работе [4] ( $\rho_1$  — плотность за ударной волной перед крылом в плоскости симметрии течения). На фиг. 3 показана область, в которую попадают расчетные значения функции

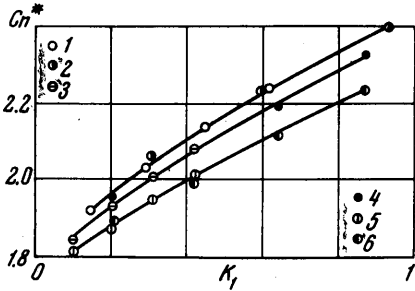
$$F(\Omega) = \frac{Cn - 2 \sin^2 \alpha - 2/\gamma M^2}{(\rho_\infty/\rho_1)^{1/2} \sin^2 \alpha}$$

Эта область представляет собой довольно узкую полосу, ширина которой не превышает 0,4. Это означает, что используя средние значения величины  $F(\Omega)$  из этой полосы можно определить значение коэффициента нормальной силы треугольного крыла с точностью до 1,5—2,0 процентов.

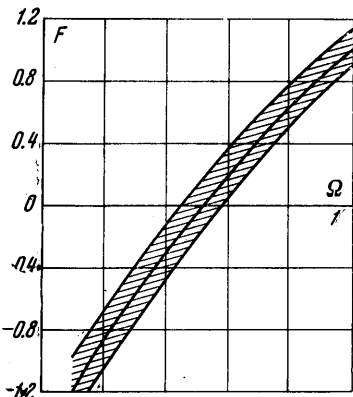
ЛИТЕРАТУРА

Поступило 13 II 1966

- Черный Г. Г. Крылья в гиперзвуковом потоке. ПММ, 1965, т. 29, вып. 4.
- Базжин А. П. Расчет течения около нижней поверхности треугольных крыльев при больших углах атаки. Инж. ж., 1964, т. 4, вып. 2.
- Сычев В. В. Пространственные гиперзвуковые течения газа около тонких тел при больших углах атаки. ПММ, 1960 т. 24, вып. 2.
- A. F. Messiter. Lift of slender delta wings according to newtonian theory. JAS Paper No. 62—114.



Фиг. 2



Фиг. 3