

## О ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОДОБИИ ПРИ ОБТЕКАНИИ КОМБИНАЦИИ КРУГОВОГО КОНУСА И ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА

МАКАРОВ В. Е.

Для комбинации кругового конуса и треугольного крыла справедливость известного закона гиперзвукового подобия [1, 2] ранее проверялась только для интегральных характеристик [3]. Ниже подтверждена справедливость указанного закона как по интегральным, так и по локальным параметрам потока.

Поставленная задача решалась численно с использованием стационарного аналога метода С. К. Годунова [4]. Скачки уплотнения и характеристические поверхности, ограничивающие область собственно конического течения, выделялись. Искомые распределения параметров, как и в [5], вырабатывались установлением по координате.

Ниже на основе результатов расчетов сравниваются форма границы области конического течения и распределения газодинамических параметров для различных, но подобных (в силу упомянутого закона) режимов обтекания конфигураций, составленных из кругового конуса с полууглом при вершине  $\theta$  и треугольной пластины (крыла) со сверхзвуковыми передними кромками. Число Маха в набегающем потоке  $M_\infty$  выбиралось достаточно большим, так что  $M_\infty \tau \sim 1$ , где  $\tau = \text{tg } \theta$ , и вектор скорости, лежащий в плоскости симметрии конфигурации, перпендикулярной пластине, образовывал с осью конуса угол  $\alpha < \theta$ .

Расчет велся в прямоугольной системе координат  $x, y, z$ , начало которой помещалось в вершине конуса, ось  $x$  совпадала с его осью, а ось  $y$  лежала в плоскости симметрии течения. Используемый конечно-разностный метод подробно описан в [4]. Для численного построения ударных волн применялся алгоритм, предложенный в [6] и усовершенствованный в [7]. Коническое течение получалось, как и в [5], путем установления по координате  $x$ .

Для совершенного газа с показателем адиабаты  $\kappa = 1,4$  были рассмотрены три режима обтекания I, II и III, значения  $M_\infty$ ,  $\alpha$ ,  $\theta$  и угла стреловидности передних кромок крыла  $\chi$  для каждого из которых приведены в таблице. Для всех трех режимов параметры подобия  $M_\infty \tau$ ,  $\text{tg } \alpha / \tau$ ,  $\text{ctg } \chi / \tau$  одинаковы и равны соответственно 1,34, 0,326, 3,73.

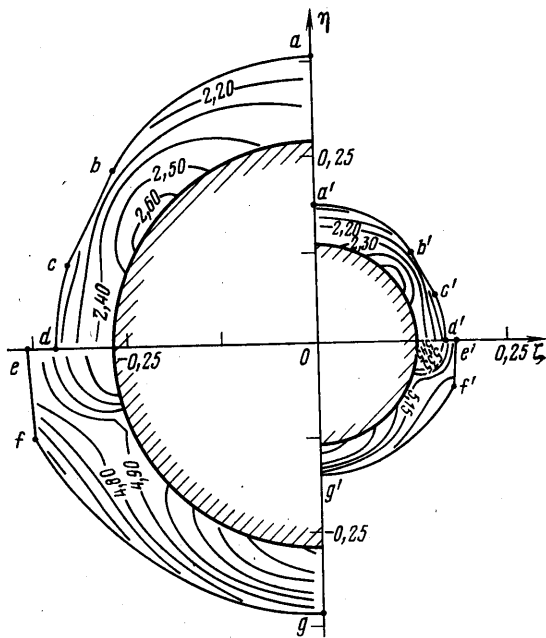
Режим	$M_\infty$	$\alpha^\circ$	$\theta^\circ$	$\chi^\circ$	$c_n$	$c'_n$
I	5	5	15	45	0,110	1,536
II	10	2,5	7,6	63,4	0,0275	1,545
III	15	1,7	5,1	71,6	0,0124	1,564

В обычных конических переменных  $\eta = y/x$ ,  $\xi = z/x$  результаты расчетов режимов I и II представлены соответственно на левой и правой половинах фиг. 1.

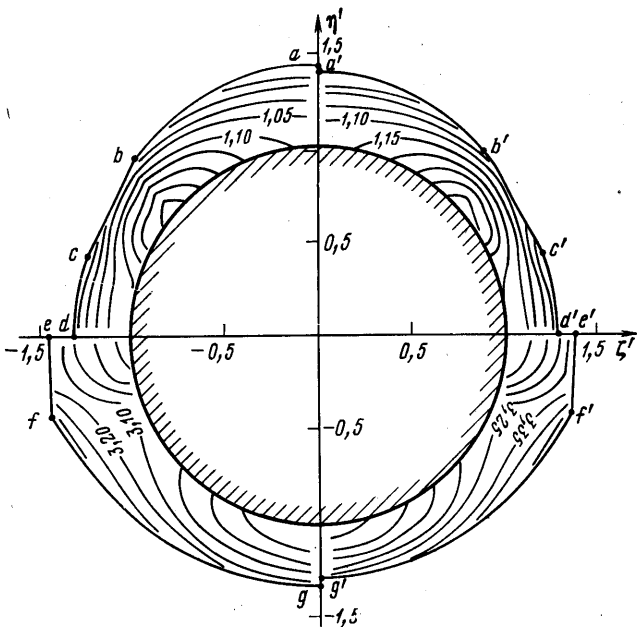
Здесь и далее поверхности конусов заштрихованы. Треугольной пластине отвечает ось  $\eta = 0$ .

Линии  $abcd$ ,  $a'b'c'd'$  на подветренной ( $\eta > 0$ ) и  $efg$ ,  $e'f'g'$  на наветренной ( $\eta < 0$ ) сторонах конфигурации соответствуют поверхностям разрывов, ограничивающим область конического течения. К участкам этих линий  $ab$ ,  $a'b'$  и  $fg$ ,  $f'g'$  с внешней стороны примыкает набегающий поток, к  $bc$ ,  $b'c'$  — центрированная волна, а к  $cd$ ,  $c'd'$  и  $ef$ ,  $e'f'$  — область однородного потока за центрированной волной и скачком уплотнения, исходящих от передних кромок крыла. Точки тройного взаимодействия ударных волн  $f$  и  $f'$  лежат на пересечении головной ударной волны и упомянутого скачка. Кроме того, на фиг. 1 приведены изобары  $p/p_\infty = \text{const}$ , построенные с шагом 0,1 для режимов I и II.

Построенные таким образом линии постоянства и границы конических потоков для сравниваемых режимов отличаются весьма сильно. Если для представления полученных результатов воспользоваться переменными подобия  $\eta' = \eta/\tau$ ,  $\xi' = \xi/\tau$  и  $c_p' = c_p/\tau^2$ , где  $c_p = 2(p/p_\infty - 1)/(\kappa M_\infty^2)$ , то, как следует из фиг. 2, границы расчетных областей будут различаться незначительно. В частности, по расстоянию между ударной волной и поверхностью тела максимальное различие составляет на подветренной стороне 10%. То же можно сказать о величине приведенного коэффициента давления  $c_p'$ , линии постоянства которого построены на фиг. 2 для обоих режимов. Форма области конического течения в переменных  $\eta'$  и  $\xi'$  и поведение изолиний  $c_p'$  для режима III практически не отличаются от приведенных на правой половине фиг. 2.

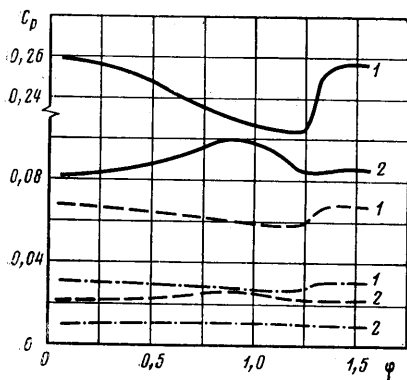


Фиг. 1

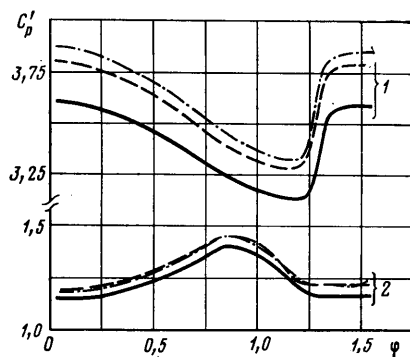


Фиг. 2

Некоторые количественные оценки выполнения закона подобия можно получить также из анализа показанных на фиг. 3, 4 распределений  $c_p$  и  $c_p'$  по поверхности конуса. Цифрами 1 и 2 отмечены кривые, относящиеся к наветренной и подветренной сторонам. Угол  $\varphi$  отсчитывается от вертикальной оси  $\zeta=0$  (фиг. 1). Сплошные, штриховые и штрихпунктирные линии соответствуют режимам I, II и III. Видно, что, в то время как  $c_p$  при изменении режима может меняться в 6–8 раз (фиг. 3),



Фиг. 3



Фиг. 4

максимальное различие  $c'_p$  в этом случае не превосходит 4% на подветренной и 7% на наветренной сторонах (Фиг. 4).

Отметим также, что, как следует из таблицы, величины коэффициента нормальной к крылу подъемной силы  $c_n$  различаются для режимов I и III почти в 9 раз, тогда как значения  $c'_n = c_n/\tau^2$  совпадают с точностью до 2%. Последние результаты подтверждают вывод работы [3] о хорошем выполнении гиперзвукового закона подобия по интегральным характеристикам рассматриваемого течения.

Автор благодарит Крайко А. Н. за внимание к работе и обсуждение результатов.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматгиз, 1959. 220 с.
2. Лунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение, 1975. 327 с.
3. Лобановский Ю. И. Аэродинамические характеристики конфигураций, состоящих из полуконусов и плоских треугольных крыльев со сверхзвуковыми передними кромками. — Уч. зап. ЦАГИ, 1979, т. 10, № 5, с. 83–87.
4. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.
5. Иванов М. Я., Крайко А. Н. К расчету сверхзвукового обтекания конических тел. — Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1973, т. 13, № 6, с. 1557–1572.
6. Крайко А. Н., Макаров В. Е., Тилляева Н. И. К численному построению фронтов ударных волн. — Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1980, т. 20, № 3, с. 716–723.
7. Макаров В. Е. К выделению поверхностей разрывов при численном расчете сверхзвуковых конических течений. — Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1982, т. 22, № 5, с. 1218–1226.

Москва

Поступила в редакцию  
16.VII.1982