

площади консоли и скоростному напору. Кривые 1-3 соответствуют консолям с  $\varphi=90, 135, 45^\circ$ . Для сравнения штриховой линией нанесена величина коэффициента нормальной силы, которую дает линейная теория Аккерета, для двух случаев:  $\varphi=90$  и  $45^\circ$  (кривые 4 и 5 соответственно). Максимальная величина коэффициента нормальной силы у консоли  $\varphi=90^\circ$ , минимальная — у консоли  $\varphi=45^\circ$ . Точка приложения нормальной силы находится на расстоянии 43-46% размаха консоли от бортовой хорды, что близко к данным [3].

Как показали расчеты, приращение коэффициента нормальной силы, возникающей на теле вращения под влиянием консолей оперения, примерно на порядок меньше коэффициента нормальной силы, действующей на оперение.

Автор выражает благодарность Миносцеву В. Б. за постановку задачи и консультативную помощь, Сагомояну А. Я. и Фалуницу М. П. за постоянное внимание к работе и Мосину А. Ф. за помощь в проведении эксперимента.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Аэродинамика ракет. М.: Высшая школа, 1968. 772 с.
2. Конструкция управляемых баллистических ракет. М.: Воениздат, 1969. 443 с.
3. Петров К. П. Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. 136 с.
4. Шашкин А. П. Численное исследование особенности течения газа около кругового конуса с тонким крылом при сверхзвуковом обтекании под углом атаки.— Числ. методы механики сплошн. среды, 1975, т. 6, № 1, с. 109-121.
5. Wardlaw A. B., Jr., Solomon J. M., Baltakis F. P. Supersonic inviscid flow-field computations of missile type bodies.— AIAA Pap., 1980, № 271. 16 p.
6. Аукин М. К., Тагиров Р. К. Метод расчета сверхзвукового обтекания летательного аппарата при наличии воздухозаборников, крыльев и оперения.— Числ. методы механики сплошн. среды, 1980, т. 11, № 6, с. 23-35.
7. Иванов М. Я., Крайко А. Н., Михайлов Н. В. Метод сквозного счета для двумерных и пространственных сверхзвуковых течений. 1.— Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1972, т. 12, № 2, с. 441-463.
8. Иванов М. Я., Крайко А. Н. Метод сквозного счета для двумерных и пространственных сверхзвуковых течений. 2.— Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1972, т. 12, № 3, с. 805-813.
9. Косых А. П., Минайлос А. Н. Расчет сверхзвукового течения у несущих тел и крыльев методом сквозного счета.— Тр. ЦАГИ, 1977, вып. 1809, с. 3-35.
10. Минайлос А. Н. Расчет сверхзвукового обтекания крыльев с учетом сходящих с кромок тангенциальных разрывов в рамках модели, использующей систему уравнений Эйлера.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1978, № 1, с. 78-89.
11. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н., Прокопов Г. П. Численное решение многомерных задач газовой динамики.— М.: Наука, 1976. 400 с.
12. Бабенко К. И., Воскресенский Г. П., Любимов А. М., Русанов В. В. Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. М.: Наука, 1964. 505 с.

Москва

Поступила в редакцию  
25.III.1981

УДК 533.6.011.5

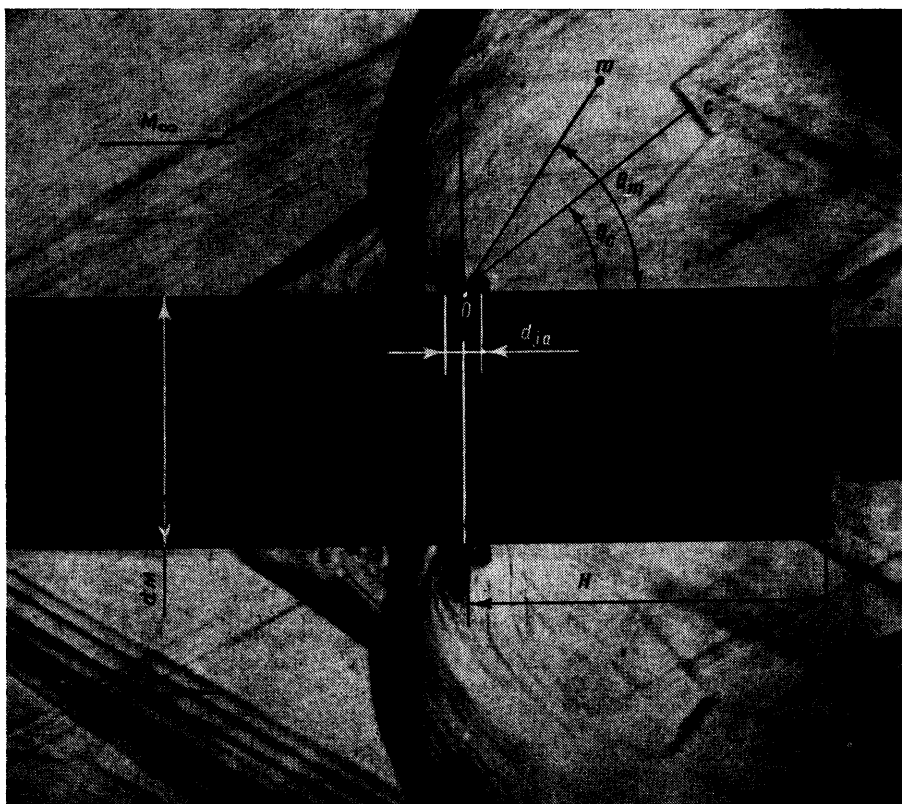
### ПРОНИКНОВЕНИЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК СТРУИ, ВДУВАЕМОЙ ЧЕРЕЗ ВЫПУКЛУЮ ЦИЛИНДРИЧЕСКУЮ ПОВЕРХНОСТЬ

ЗАХАРЧЕНКО В. Ф., КАРДАНОВ Ю. Х., СЕМЕНИХИН А. Н.

Зависимость геометрических характеристик струи от основных определяющих параметров течения была рассмотрена в [1] для случая вдува в сверхзвуковой поток через узкие продольные щели на боковой поверхности цилиндра, расположенные симметрично относительно плоскости углов атаки  $\alpha$  (жидкое крыло). Вдув производился через две щели при  $\alpha=0$ , поэтому угол атаки не был включен в число определяющих параметров. Осталось невыясненным, имеет ли место взаимное влияние струй вследствие повышения противодавления в области вдува, возможного из-за ограничения растекания газа по криволинейной поверхности тела. Не были рассмотрены другие формы отверстий вдува.

В настоящей работе в развитие материалов [1] приведены данные оптических экспериментальных исследований продольного обтекания цилиндра сверхзвуковым воздушным потоком аэродинамической трубы ( $k_\infty=1,4$ ,  $M_\infty=2,06$ ,  $T_{0\infty}=288$  К,  $Re_\infty=2,54 \cdot 10^7$  [1/м]) в условиях вдува по нормали к поверхности тела «холодных» воздушных струй через круглые отверстия ( $k_i=1,4$ ,  $T_{0i}=288$  К,  $M_{i\infty}=1$ ). Здесь  $k$  — отношение удельных теплоемкостей;  $T_0$  — температура торможения;  $M$ ,  $Re$  — числа Маха

и Рейнольдса; индексы  $\infty$ ,  $f$ ,  $a$  относятся к невозмущенному внешнему потоку, вдуваемому газу и выходной кромке отверстия вдува соответственно. Было исследовано истечение струй через два отверстия по схеме жидкого крыла или через одно отверстие (второе при этом заглушали), центр которого был расположен на верхней или нижней образующей цилиндра. С целью фотографирования теневой картины обтекания цилиндр поворачивали вокруг его оси до совмещения продольной плоскости симметрии возмущенной области течения около струи  $xz$  (фиг. 1)

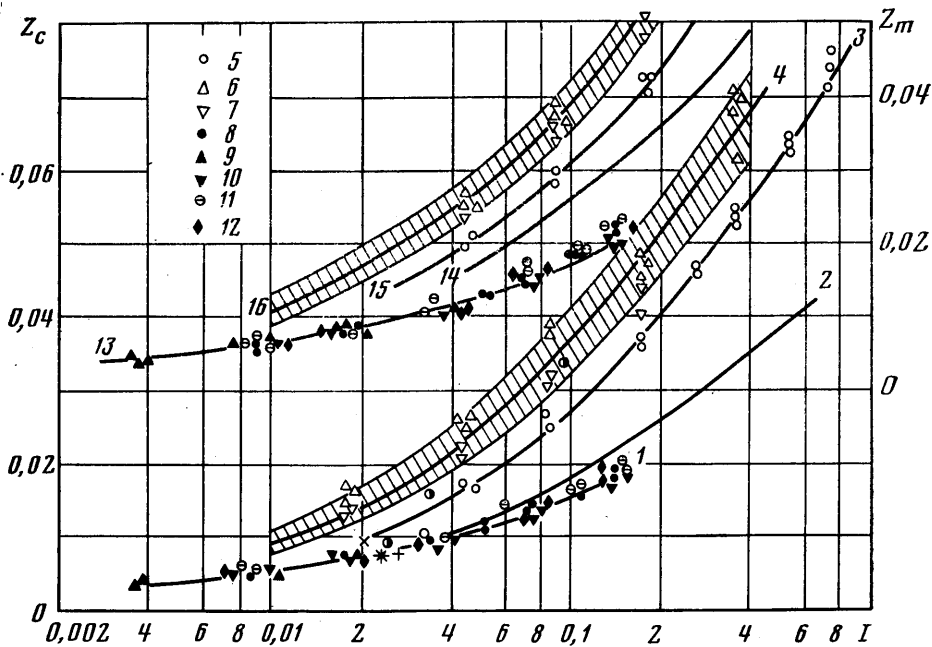


Фиг. 1

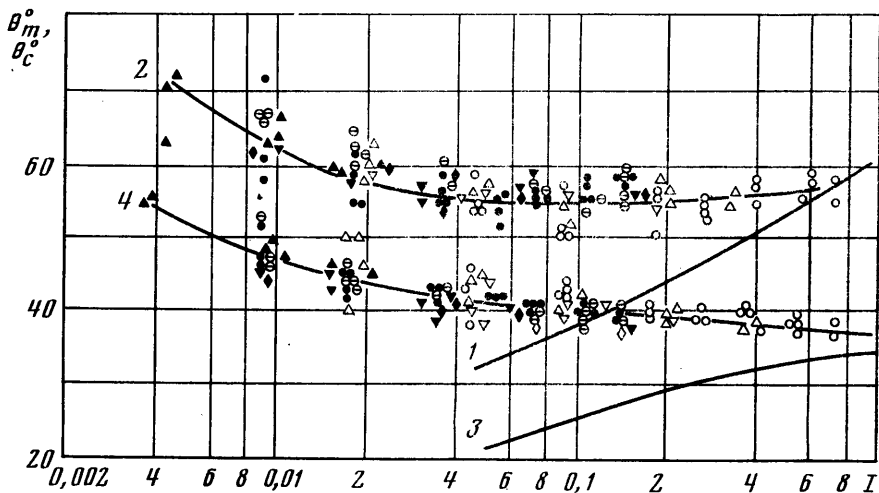
с вертикальной плоскостью  $xz$ , совпадающей с плоскостью углов атаки  $\alpha$ . Относительные величины диаметров отверстий вдува  $d_{ja}$  и их положения относительно донного среза цилиндра  $H$  принимали значения  $d_{ja}/d_m = 0,06, 0,134$ ;  $H/d_m = 1,4, 2,8$  ( $d_m$  — диаметр мишени тела). Размеры отверстий соответствовали по площади узким продольным щелям с относительными величинами длины  $l/d_m = 0,7$  и ширины  $b/d_m = 0,004; 0,02$  [1]. Исследования проведены при углах атаки цилиндра  $\alpha = 0-7^\circ$ . С учетом вдува на наветренный и подветренный участки поверхности при фиксированной установке тела относительно вектора скорости внешнего потока фактически угол  $\alpha$  изменялся от  $-7$  до  $+7^\circ$ . Интенсивность вдува оценивалась по расчетной (без учета коэффициента расхода) величине отношения количества движения струи и столба газа во внешнем потоке с площадью поперечного сечения, равной площади мишени цилиндра. Параметр  $I = (k_{jp_{ja} M_{ja}^2 d_{ja}^2) / (k_{\infty} p_{\infty} M_{\infty}^2 d_m^2)$  изменялся в диапазоне  $0,0035 \leq I \leq 0,71$ . Здесь  $p$  — статическое давление.

На теневых фотографиях измеряли расстояния  $z_m$  и  $z_c$  от поверхности тела до точки  $m$  висячего скачка уплотнения струи, максимально удаленной от поверхности, и центральной точки с замыкающего скачка уплотнения, а также полярные углы этих точек  $\theta_m$  и  $\theta_c$ . Измеренные линейные координаты по аналогии с [1] представляли в виде коррелирующего комплекса  $Z = (z/d_{ja})(F_{ja}/d_m^2)$ , где  $F_{ja}$  — площадь отверстия вдува.

Результаты проведенных исследований показали (фиг. 2), что в диапазоне значений  $I = 0,0035-0,15$  величины  $Z_c$  для круглых отверстий относительно небольшого диаметра и для продольных щелей указанной выше ширины удовлетворительно совпадают. Соответствующие кривые 1 и 2 начинают расходиться лишь при  $I > 0,04$ . Максимальное достигнутое расхождение при  $I = 0,15$  лежит в пределах 15–20% от величины  $Z_c$  для продольных щелей. Разница в значениях комплекса  $Z_m$



Фиг. 2



Фиг. 3

более существенная и достигает 30% при той же интенсивности вдува (кривые 13, 14). В области значений  $I < 0,025$  получено хорошее согласование с опытными данными для вдува через продольные, поперечные щели и круглые отверстия в плоской пластине при числах  $M_\infty = 2,1-2,9$  [2, 3]. Обозначения данных для пластины такие же, как и в работе [1], из которой заимствованы кривые 2, 14, обобщающие результаты измерений при вдуве через продольные щели на цилиндрической поверхности в широком диапазоне изменения определяющих параметров. Экспериментальные результаты настоящего исследования получили следующие обозначения:  $d_{ja}/d_m = 0,134$  (5-7), 0,06 (8-12);  $H/d_m = 1,4$  (5-10), 2,8 (11, 12); вдув через одно отверстие на подветренном (6, 9) или наветренном (7, 10, 12) участках поверхности.

С ростом размеров круглого отверстия проникновение струй во внешний поток увеличивается (кривые 3, 4, 15, 16). Расслоение данных для вдува по схеме жидкого крыла (3, 15) и через одиночные отверстия в плоскости углов атаки (4, 16) указывает на наличие взаимного влияния двух струй при размерах отверстия  $d_{ja}/d_m = 0,134$  в отличие от случаев вдува через узкие продольные щели или круглые отверстия с относительным диаметром  $d_{ja}/d_m = 0,06$ . Предположительно части массы газа внешнего потока, обтекающие две струйные преграды и растекающиеся по ци-

цилиндрической поверхности в поперечном направлении, при достаточно больших размерах преград встречаются друг с другом и испытывают торможение. Происходит местное повышение давления, которое изменяет эффективную величину сопротивления в возмущенной области и приводит к снижению параметров  $Z_c$ ,  $Z_m$ . В случае одиночной струйной преграды, расположенной в плоскости углов атаки тела, газ внешнего потока может беспрепятственно растекаться вплоть до диаметрально противоположной образующей цилиндра; при этом сопротивление меньше, а реализующиеся величины комплексов  $Z_c$  и  $Z_m$  — больше, чем в двухструйной схеме.

Заштрихованные полосы на фиг. 2 показывают влияние угла атаки тела  $-7^\circ \leq \alpha \leq +7^\circ$  на глубину проникновения струй в исследованном диапазоне интенсивности вдува. На наветренном участке поверхности сопротивление увеличивается, что ведет к уменьшению глубины проникновения по сравнению с осесимметричным обтеканием цилиндра. На подветренном участке поверхности наблюдается обратная картина.

Полярные углы точек  $m$  и  $c$  волновой структуры вдуваемых струй, как и в случае продольных щелей (кривые 1, 3 на фиг. 3), зависят лишь от интенсивности вдува и изменяются в пределах  $55^\circ \leq \theta_m \leq 70^\circ$  (2),  $35^\circ \leq \theta_c \leq 55^\circ$  (4). Максимальный разброс экспериментальных точек  $\pm 8^\circ$  по углу  $\theta_m$  и  $\pm 5^\circ$  по углу  $\theta_c$ . По мере увеличения параметра  $I$  в исследованном диапазоне оба угла плавно уменьшаются и при  $I \geq 0,3-0,5$  приближаются к их значениям для вдува через продольные щели. Взаимное влияние двух струй и влияние углов атаки на  $\theta_m$  и  $\theta_c$  не выходят за указанные пределы разброса полученных данных.

Результаты проведенных исследований дополняют ранее опубликованные данные и могут быть полезны, например, при разработке инженерных методов расчета сверхзвукового обтекания тел вращения с локальным вдувом.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Захарченко В. Ф., Карданов Ю. X. Геометрия жидкого крыла в сверхзвуковом потоке.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1980, № 2, с. 157–162.
2. Schetz J. A. Форма скачка уплотнения при взаимодействии с поперечной струей в сверхзвуковом потоке.— Авиационное, Экспресс-информ., 1970, № 45, с. 21–34.
3. Авдеевский В. С., Медведев К. И., Полянский М. Н. Взаимодействие сверхзвукового потока с поперечной струей, вдуваемой через круглое отверстие в пластине.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1970, № 5, с. 193–197.

Москва

Поступила в редакцию  
16.V.1981