

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Smith R.A. On convective instability induced by surface tension gradients // J. Fluid Mech. — 1966. — V. 24, N 2.
2. Колбосынов Б.К., Пухначев В.В. Термокапиллярное движение в тонком слое жидкости // Гидромеханика и процессы переноса в невесомости. — Свердловск: УНЦ АН СССР, 1983.
3. Бадрагинова Л.Г. О длинноволновой термокапиллярной конвекции в слое жидкости под крышечкой // Динамика сплошной среды: Сб. науч. тр. / РАН, Сиб. отд-ние, Ин-т гидродинамики. — 1989. — Вып. 89.

г. Новосибирск

Поступила 15/IV 1993 г.

УДК 532.526

В.Я. Киселев, А.А. Маслов, А.Н. Шиплюк

### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЕЛЬТА-КРЫЛА В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Последние годы в космических программах наметился интерес к созданию высотного космического самолета (ВКС), способного совершать челночные рейсы на земную орбиту для доставки туда различных грузов (в том числе блоков космических кораблей). Среди разработчиков на конференциях и в печати идет обсуждение различных форм и компоновок такого аппарата, проводятся наземные испытания моделей, просчитываются математические модели.

Исследования на наземных аэродинамических установках не позволяют выполнить полное моделирование реальных условий обтекания ВКС, поэтому основную роль в определении его аэродинамических характеристик (АДХ) играет математическое моделирование, а экспериментальные данные используются для верификации математических моделей. В исследовательской аэродинамической программе «Гермес» используются тестовые конфигурации и тестовые режимы, представленные в [1]. Вследствие сложности экспериментов для получения надежных данных важно проводить измерения в разных условиях (на различных установках, несколькими методами).

В данной работе приведены результаты весовых испытаний тестовой модели программы «Гермес» — дельта-крыла при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 20,6$ , числа Рейнольдса, рассчитанных по длине модели,  $Re_L = 0,26 \cdot 10^5$ ,  $0,45 \cdot 10^5$  и  $M_\infty = 8,0$ ,  $Re_L = 7,1 \cdot 10^5$ ,  $8,5 \cdot 10^5$  в сравнении с данными других авторов.

**1. Оборудование и методика эксперимента.** Исследования при  $M_\infty = 20,6$  проводились в азотной аэродинамической трубе Т-327 ИТПМ СО РАН [2]. Установка имеет рабочую часть в виде камеры давления, поток создается с помощью конического сопла с диаметром выходного сечения 220 мм. Для проведения измерений использовались внемоделные трехкомпонентные тензосенсоры с оригинальной системой охлаждения. Диапазон измерения продольной силы  $X = 0 \div 0,5$  Н, нормальной силы  $Y = -0,5 \div 0,5$  Н, продольного момента  $M_z = -0,05 \div 0,05$  Н · м. Точность измерений по результатам многократных статических тарировок составила по  $X$  0,5 %,  $Y$  — 0,5 %,  $M_z$  — 0,25 % от диапазона измерений. Более подробно информация о весах и методике проведения весового эксперимента на Т-327 представлена в [3, 4], результаты испытаний контрольных моделей (шар, затупленный конус, модели AGARD NB-1 и NB-2) приведены в [5].

Эксперименты при  $M_\infty = 8,0$  проводились в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН. Диапазон моделируемых параметров:  $M_\infty =$

$= 6 \div 16$ , единичное число Рейнольдса  $Re_1 = 50 \cdot 10^5 \div 700 \cdot 10^5$  1/м. При работе на режимах  $M_\infty = 6 \div 10$  используется омический подогреватель, который обеспечивает нагрев воздуха в форкамере до 800 К. Установка имеет камеру Эйфеля и снабжена сменными профилированными соплами с диаметром выходного сечения 200 мм, обеспечивающим хорошую равномерность ядра потока. Габаритные размеры испытуемых моделей  $50 \times 50 \times 150$  мм.

Для аэродинамической трубы Т-326 были разработаны и изготовлены трехкомпонентные внемоделльные весы на кремниевых тензорезисторах, аналогичные весам, используемым на Т-327, но рассчитанные на большие нагрузки [6]. Весы снабжены высокоэффективной системой термостатирования, позволяющей проводить экспериментальные исследования АДХ моделей в аэродинамических установках с высокими температурами торможения, и предназначены для работы в трубах с размером поперечного сечения потока  $200 \div 250$  мм. Диапазоны измерений:  $X = 0 \div 20$  Н,  $Y = -10 \div 10$  Н,  $M_z = -0,25 \div 0,25$  Н · м. Точность измерений по результатам многократных статических тарировок каждой из компонент составила  $< 0,2$  % от диапазона измерений. В настоящей работе представлены первые результаты, полученные с помощью данных весов.

В Т-326 были испытаны две контрольные модели: НВ-1 и НВ-2, описание которых можно найти в [7], их схематическое изображение приведено на рис. 1. При вычислении аэродинамических коэффициентов и чисел Рейнольдса за характерные площадь и размер для этих моделей были приняты площадь сечения цилиндрической части и ее диаметр, момент тангажа определялся относительно точки, расположенной на продольной оси на расстоянии 1,95 характерного размера от носика. Графики коэффициентов продольной силы  $C_x$ , нормальной силы  $C_y$  и продольного момента  $m_z$  в зависимости от угла атаки для контрольных моделей представлены на рис. 1, где 1, 2 — результаты данной работы ( $M_\infty = 8,0$ ,  $Re_L = 1,8 \cdot 10^5$ ), 3, 4 — результаты [8] ( $M_\infty = 6,0$ ,  $Re_L = 5 \cdot 10^5$ ) для моделей НВ-1 и НВ-2 соответственно. Как видно из графиков, существует хорошее совпадение АДХ НВ-1 и НВ-2, полученных в Т-326 и [8].

2. Результаты испытаний дельта-крыла. Модель представляет собой десятипроцентное дельта-крыло с углом стреловидности  $\chi = 70^\circ$  и затупленными передними кромками. Описание его можно найти в [1,9—11], схематическое изображение приведено на рис. 2, где  $V$  — вектор скорости набегающего потока,  $\alpha$  — угол атаки. За характерные площадь и размер для этой модели были приняты ее площадь в плане и длина  $L$ . Момент тангажа определялся относительно точки, находящейся на  $2/3$  центральной хорды от носика.

В данной работе при  $M_\infty = 20,6$  испытывались две модели дельта-крыла с  $L = 78$  мм ( $Re_L = 0,45 \cdot 10^5$ ) и с  $L = 47$  мм ( $Re_L = 0,26 \cdot 10^5$ ) в диапазоне  $\alpha = -1 \div 30^\circ$ . Чтобы на больших углах атаки поддерживающие устройства моделей не выступали в поток, при  $\alpha > 15^\circ$  использовалась державка с установочным углом к оси весов  $\alpha_0 = 20^\circ$ . На рис. 2 представлены аэродинамические характеристики дельта-крыла, полученные при  $M_\infty \approx 20$  (1, 2 — результаты данной работы ( $M_\infty = 20,6$ ,  $Re_L = 0,45 \cdot 10^5$  и  $Re_L = 0,26 \cdot 10^5$  соответственно), 3, 4 — результаты [9] ( $M_\infty = 20$ ,  $Re_L = 0,08 \cdot 10^5$  и  $M_\infty = 20,2$ ,  $Re_L = 0,03 \cdot 10^5$ ), 5 — результаты [10] ( $M_\infty = 24,3$ ,  $Re_L = 0,26 \cdot 10^5$ )). Штриховая линия ограничивает точки, полученные в [10]. Хорошо виден рост коэффициента лобового сопротивления  $C_{x0}$  с уменьшением  $Re_L$  для всех приведенных  $\alpha$  в переходной области от сплошного течения к свободномолекулярному. Коэффициент подъемной силы  $C_{y0}$  значительно меньше зависит от  $Re_L$ . Полученные в данной работе результаты и в [9] для еще более меньших значений  $Re_L$  показывают, что коэффициент момента тангажа  $m_z$  близок к нулю и положение центра давления практически не меняется для всех углов атаки. Этим результатам

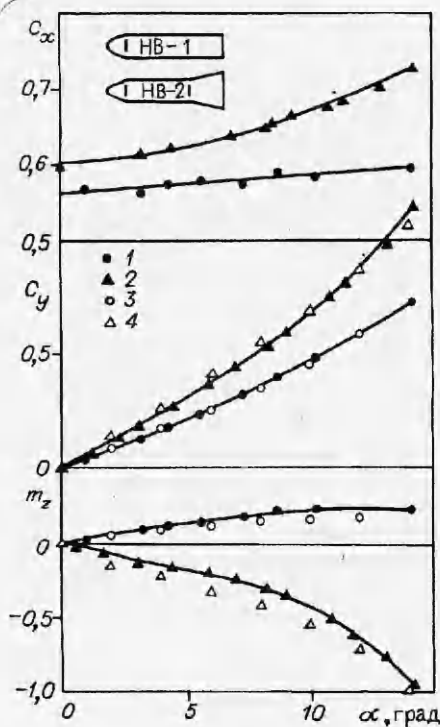


Рис. 1

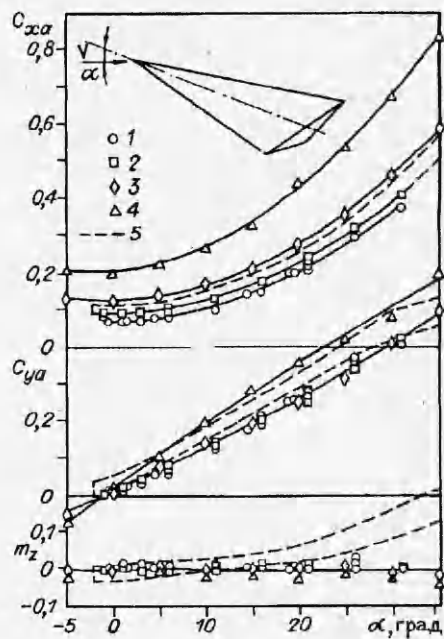


Рис. 2

противоречат данные [10], в соответствии с которыми с увеличением  $\alpha$  центр давления смещается вперед вследствие влияния вязкости, что приводит к увеличению  $m_z$ . Однако автор [10] отмечает большую погрешность в измерении продольного момента. По-видимому, точность проведения экспериментов в [10] была недостаточной.

В данной работе при  $M_\infty = 8,0$  испытывались две модели дельта-крыла: с  $L = 120$  мм ( $Re_L = 8,5 \cdot 10^5$ ) в диапазоне  $\alpha = -3 \div 15^\circ$  и с  $L = 100$  мм ( $Re_L = 7,1 \cdot 10^5$ ) на державке с установочным углом к оси весов  $\alpha_0 = 20^\circ$  в диапазоне  $\alpha = 15 \div 26^\circ$ . На рис. 3 приведены АДХ дельта-крыла и плоского тонкого треугольного крыла с таким же углом стреловидности, полученные при  $M_\infty \approx 8$  (1, 2 — результаты настоящей работы для дельта-крыла ( $M_\infty = 8,0$ ,  $Re_L = 8,5 \cdot 10^5$  и  $Re_L = 7,1 \cdot 10^5$  соответственно), 3, 4 — данные для плоского тонкого треугольного крыла из [12] ( $M_\infty = 8,1$ ,

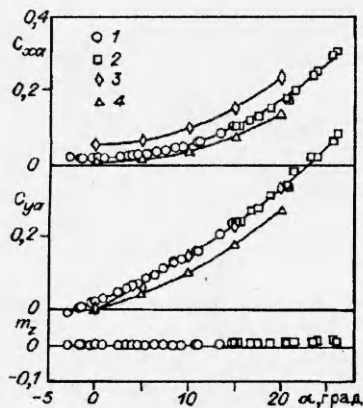


Рис. 3.

$Re_L = 0,11 \cdot 10^5$ ) и [13] ( $M_\infty = 8,2$ ,  $Re_L = 8,5 \cdot 10^5$ ). Из приведенных графиков видно, что  $C_{xa}$  и  $C_{ya}$  дельта-крыла примерно на 20 % выше аналогичных характеристик плоского треугольного крыла,  $m_z$  дельта-крыла практически равен нулю при всех углах атаки, следовательно, положение центра давления не меняется, что согласуется с нашими измерениями для  $M_\infty \approx 20$ .

Сравнение аэродинамических характеристик дельта-крыла при  $M_\infty \approx 20$  и 8 показывает существенное различие: при  $M_\infty \approx 8$  происходит более быстрый рост  $C_{xa}$  и  $C_{ya}$  с увеличением угла атаки, чем при  $M_\infty \approx 20$ , при  $M_\infty \approx 20$  зависимость  $C_{ya}$  от  $\alpha$  близка к линейной, при  $M_\infty \approx 8$  эта

зависимость сильно нелинейна. Как известно, основное влияние на изменение АДХ треугольных крыльев оказывают режимы обтекания подветренной поверхности. Измерения полей плотности [11] и тепловых потоков [10] на этой поверхности дельта-крыла показывают, что при  $M_\infty \approx 20$  и в диапазоне углов атаки  $0 < \alpha < 30^\circ$  течение присоединенное, нет вихрей и зон отрыва. При  $M_\infty \approx 8$  [14] на подветренной поверхности образуются мощные вихри, создающие дополнительное разрежение, приводящее к нелинейному росту  $C_{yu}$  с увеличением  $\alpha$ .

Таким образом, в данной работе показано, что термостатирование тензоэлементов позволяет создать аэродинамические весы, пригодные для надежных измерений в условиях гиперзвукового высокотемпературного потока, и получены тестовые аэродинамические характеристики дельта-крыла в потоке с  $M_\infty = 8$  и  $20$ .

Авторы выражают благодарность Г.П. Клеменкову за внимание и помощь в работе.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Workshop on hypersonic flows for reentry problem, Antibes, France, Jan. 22—25, 1990.
2. Друкер И.Г., Жак В.Д., Сапогов Б.А., Сафронов Ю.А. Характеристики гиперзвуковой азотной трубы ИТПМ СО АН // Вопросы газовой динамики. — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1975. — № 5.
3. Киселев В.Я., Маслов А.А., Шиплюк А.Н. Трехкомпонентные тензовесы для испытания моделей в высокотемпературном газовом потоке. — Новосибирск, 1992. — (Препр. / ИТПМ СО РАН; № 5—92).
4. Kiselev V.Ya., Maslov A.A., Shiplyuk A.N. The strain-gage balance for measurement of forces and pitching-moment acting on a model in hypersonic wing tunnel // Proc. Intern. conf. on the methods of aerophysical research, Novosibirsk, Aug. 31 — Sept. 4, 1992. — Novosibirsk, 1992.
5. Киселев В.Я., Маслов А.А., Шиплюк А.Н. Аэродинамические характеристики тестовых моделей при числе Маха  $M = 22$  // Сиб. физ.-техн. журн. (Изв. СО РАН). — 1992. — Вып. 3.
6. А.с. СССР № 1181376. Аэродинамические трехкомпонентные тензовесы / Киселев В.Я. — Оpubл. 17.05.84.
7. Gray I. Summary report on aerodynamic characteristics of standard models HB-1 and HB-2. — S.I., 1964. — (TDR / AEDC; N 64—137).
8. Ludwig H., Hotter Th., Grauer-Carstensen. Der Rohrwindkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen // Jahrbuch 1969 der DGLR. — Göttingen, 1969.
9. Allegre J., Heriard-Dubreuilh X., Raffin M. Aerodynamic forces applied to a delta wing located in rarefied hypersonic flows // Workshop on hypersonic flows for reentry problem, Antibes, Apr. 15—19, 1991.
10. Chun Ch.-H. Experiments on the heat transfer and on the aerodynamic coefficients of a delta wing in rarefied hypersonic flows. — S.I., 1990. — (DLR-IB 222—90 A38).
11. Allegre J., Heriard-Dubreuilh X., Raffin M. Experimental density flow field over a delta wing located in rarefied hypersonic flows // Workshop on hypersonic flows for reentry problem, Antibes, Jan. 22—25, 1990.
12. Allegre J., Lartigue D., Scibilia M.-F. Rarefied hypersonic flow characteristics of delta wings and trailing edge spoilers // AIAA J. — 1972. — V. 10, N 7.
13. Rao D.M. Hypersonic control effectiveness studies on delta wing with trailing edge flaps // Ibid.
14. Cross E.J., Hankey W.L. Investigation of the leeward side of a delta wing at hypersonic speeds // J. of spacecraft and rockets. — 1969. — V. 6, N 2. — P. 185—190.

г. Новосибирск

Поступила 31/V 1993 г.