

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ТЕПЛОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АСИММЕТРИЧНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

В.Я. КИСЕЛЕВ, А.А. МАСЛОВ, Б.А. САПОГОВ, А.Н. ШИПЛОК

*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,
Новосибирск*

Г.Г. СКИБА, Д.В. СМИРНОВ, А.Н. ЦАРЬКОВ

*Серпуховское высшее военное командное инженерное училище
ракетных войск*

Представлены результаты экспериментальных исследований тепловых потоков и аэродинамических характеристик асимметричных летательных аппаратов упрощенных форм при гиперзвуковых скоростях течения. Для некоторых из рассматриваемых аппаратов проведены расчеты по разработанным приближенным методам, результаты которых сопоставлены с полученными экспериментальными данными. Предложены эмпирические зависимости для расчета тепловых потоков.

Гиперзвуковые летательные аппараты (ГЛА), совершающие полет в атмосфере, для создания аэродинамической подъемной силы имеют, как правило, асимметричный корпус. Разрабатывая новые типы ГЛА, при оценке аэродинамических сил и решении задачи теплового проектирования конструкторы сталкиваются с большими трудностями. На этапе поисковых исследований включение таких задач в процесс разработки образца ГЛА повлечет за собой огромные материальные и временные затраты. Поэтому развитие математических моделей и оперативных методов расчета аэрогазодинамики асимметричных ГЛА, совершающих полет под углами атаки, имеет большую актуальность и практическую значимость. В то же время математические модели требуют верификации. Одним из способов верификации является сопоставление данных, полученных на основе численных моделей, с результатами испытаний в аэродинамических трубах.

В ИТПМ СО РАН были проведены экспериментальные исследования тепловых потоков и аэродинамических характеристик (АДХ) асимметричных гиперзвуковых летательных аппаратов упрощенных форм. Для некоторых таких аппаратов в Серпуховском ВВКИУ были проведены расчеты по разработанным приближенным методам. В данной работе представлены экспериментальные данные и (где это возможно) проведено сопоставление с расчетами. Как обобщение полученных результатов предложены эмпирические зависимости для расчета тепловых потоков.

МОДЕЛИ

Модели для весовых и тепловых испытаний представляют собой набор конусов со сферическим затуплением (рис.1). Параметры моделей приведены ниже.

В первой серии экспериментов были использованы модели ЛА-1 — ЛА-4. Модель ЛА-1 (базовая) представляет собой затупленный по сфере круговой

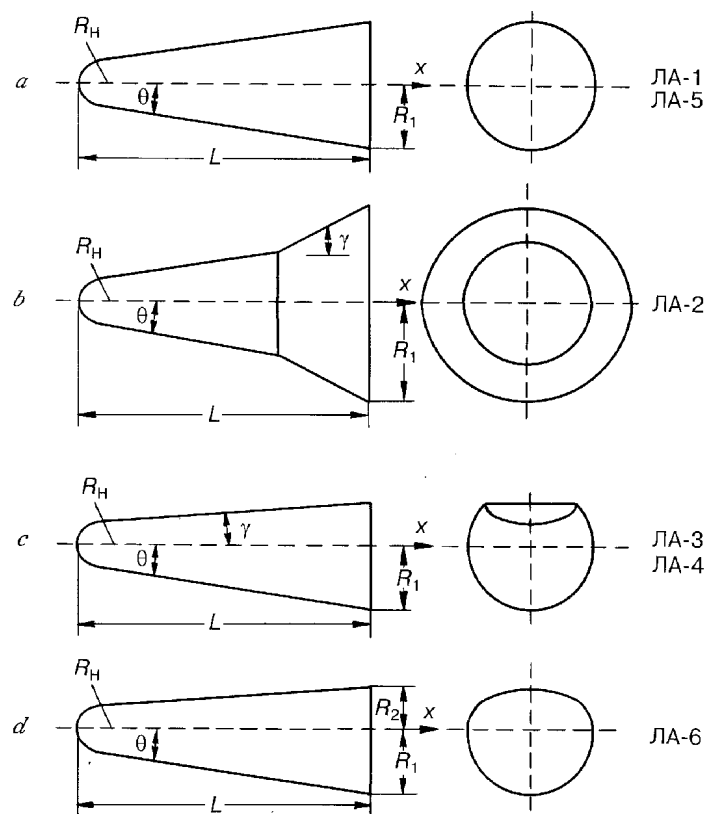


Рис 1. Схемы испытанных моделей.
Поясн. см. в тексте.

конус с радиусом затупления 1 мм, углом полураствора $7,5^\circ$ и длиной 90 мм (рис. 1, *a*); ЛА-2 — затупленный по сфере конус с углом полураствора $7,5^\circ$ и коническим стабилизатором (юбкой) с углом $\gamma = 15^\circ$ (рис. 1, *b*). Модель ЛА-3 получена из базовой сечением плоскостью, которая сопрягается со сферой затупления и проходит под углом $6,5^\circ$ к оси конуса (рис. 1, *c*). Модель ЛА-4 отличается от ЛА-3 только тем, что угол между плоскостью сечения и осью конуса составляет $5,5^\circ$.

Во второй серии испытаний использовались модели ЛА-5 – ЛА-6. При этом ЛА-5 представляла собой круговой конус с углом полураствора 7° , сферическим затуплением 1,25 мм и длиной 100 мм (см. рис. 1, *a*); ЛА-6 — асимметричный конус, направляющая которого состоит из полуокружности радиуса R_1 и полуэллипса с соотношением полуосей $R_2/R_1 = 0,5$ (рис. 1, *d*).

Модель	Вид испытаний	L , мм	$R_{н}$, мм	R_1 , мм	R_2 , мм	Θ , град	γ , град
ЛА-1	АДХ	90	1,00	12,85	—	7,5	—
ЛА-2	АДХ	90	1,00	19,30	—	7,5	15
ЛА-3	АДХ	90	1,00	12,85	—	7,5	6,5
ЛА-4	АДХ	90	1,00	12,85	—	7,5	5,5
ЛА-5	АДХ Тепло	100	1,25	13,38	—	7,0	—
ЛА-6	АДХ Тепло	100	1,25	13,38	6,69	7,0	—

Весовые испытания проводились на моделях ЛА-1 – ЛА-6, изготовленных из алюминиевого сплава Д-16Т, измерения тепловых потоков — на моделях ЛА-5, ЛА-6, выполненных из стекловолокнита АГ-4В (ГОСТ 10087-62).

ОБОРУДОВАНИЕ И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Исследования при числе Маха $M_\infty = 21,5$ были проведены в азотной аэродинамической трубе Т-327 ИТПМ СО РАН [1], оснащенной графитовым подогревателем газа перед форкамерой, устройством ударного запуска и системой выхлопа газа в вакуумную емкость. В опытах давление и температура торможения поддерживались постоянными ($P_0 = 80$ атм, $T_0 = 1200$ К), что соответствовало единичному числу Рейнольдса, рассчитанному по параметрам набегающего потока, $Re_1 = 4,7 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$. Градиент числа Маха M_∞ на длине 100 мм составлял 4 %.

Эксперименты при $M_\infty = 8,1$ проводились в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН с диаметром выходного сечения сопла 200 мм [2] при $P_0 = 60$ атм, $T_0 = 480$ К, $Re_1 = 23 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Для проведения измерений АДХ в Т-327 использовались внемодельные трехкомпонентные весы на тензорезисторах, снабженные высокоэффективной системой термостатирования, позволяющей проводить исследования в аэродинамических установках с высокими температурами торможения. Более подробная информация о методике проведения весового эксперимента на Т-327 представлена в [3 – 5]. Для измерения аэродинамических характеристик в Т-326 применялись тензовесы, аналогичные используемым в Т-327, но рассчитанные на большие нагрузки [6]. Методика весовых испытаний в Т-326 подробно описана в [7].

При вычислении аэродинамических коэффициентов за характерный размер взята длина модели, за характерную площадь — площадь миделевого сечения базовой модели; момент тангажа рассчитывался относительно точки пересечения оси конуса со сферическим затуплением носика модели. Угол атаки определялся как угол между направлением потока и осью симметрии модели, при этом он считался положительным в случае, когда круговая поверхность конуса была наветренной.

Для измерений тепловых потоков применялась разработанная и изготовленная в ИТПМ модульная оптико-механическая сканирующая тепловизионная система ТВ-М3, связанная с ЭВМ [8]. Перед испытаниями вместо модели устанавливался специальный калибр с двумя миниатюрными точечными источниками ИК-излучения, по которому производилась настройка тепловизора и определялся масштаб термоизображения. В процессе испытаний за время ≈ 10 с в память ЭВМ записывалась информация о нагревании модели вдоль образующей размером 256 строк по 128 отсчетов в каждой. Интервалы времени между строками фиксировались таймером с точностью до 10^{-4} с. Сразу после каждого испытания проводилась калибровка тепловизора по сигналам от опорных источников ИК-излучения. Результаты измерений обрабатывались по методике, описанной в [9].

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ МЕТОД

Теоретические исследования АДХ осуществлялись с помощью пакета прикладных программ с использованием методов аэродинамической эквивалентности [10, 11]. Для теоретического исследования тепловых потоков применялись трехмерная модель невязкого обтекания и двумерная модель теплоподвода к криволинейной поверхности, где значения газодинамических параметров, полученные из расчета невязкого обтекания, используются в качестве граничных.

Построение формы корпуса асимметричного ЛА проводилось с помощью функции $R(\varphi, x)$, описывающей поверхность модели. Решение системы уравнений теплоподвода с граничными условиями на теле и внешней границе пограничного слоя сводится к интегрированию вдоль поверхности уравнения, в котором используются функция $R(\varphi, x)$, а также значения давления и скорости в вязком потоке в соответствующих расчетных узлах. Рассматриваемая модель теплоподвода ранее применялась для расчета тепловых потоков к поверхности осесимметричных тел, обтекаемых под нулевым углом атаки.

Значения параметров вязкого обтекания определяются с использованием дифференциальных уравнений Эйлера с граничными условиями на теле и головной ударной волне. Эта модель через функцию $R(\varphi, x)$ учитывает асимметричность корпуса ЛА и условия обтекания модели под углом атаки. Решение системы уравнений проводилось численно.

Известен ряд работ (см., например, [10, 12 – 17]), в которых при определении параметров аэродинамического нагрева предварительно рассчитываются параметры вязкого обтекания. В этом случае необходимые значения давления p_δ и скорости V_δ на границе пограничного слоя определяются заранее для заданных формы ЛА и условий обтекания. В данной работе эти значения определены не для конкретной формы ЛА, а для целого класса форм асимметричных ЛА и сведены в специальный банк данных газодинамических параметров обтекания. Расчет полей течения и давления на поверхности асимметричного ЛА для конкретных значений его геометрических параметров, скорости движения и угла атаки сводится к обработке банка данных с помощью специальных процедур. Это позволяет исключить трудоемкий предварительный процесс определения газодинамических параметров при расчете тепловых потоков и повысить оперативность методики.

Для расчета теплоподвода была использована модель теплоотдачи на криволинейной поверхности для ламинарного пограничного слоя с учетом равновесной диссоциации; тогда безразмерный удельный тепловой поток в произвольной точке поверхности ЛА для данного случая можно определить по формуле [14]

$$\frac{q_x}{q_0} = \sqrt{\frac{V_\infty}{\tilde{\lambda}}} F(x), \quad F(x) = \frac{\frac{\sqrt{2}}{2} \frac{p_\delta}{p'_0} \frac{V_\delta}{V_\infty} R}{\left(\int_0^x \frac{p_\delta}{p'_0} \frac{V_\delta}{V_\infty} R^2 dx \right)^{1/2}}, \quad (1)$$

где V_∞ — скорость набегающего потока, $\tilde{\lambda}$ — градиент скорости в точке полного торможения.

Тепловой поток в точке полного торможения находится по зависимости [14]

$$q_0 = 0,5 \text{Pr}^{2/3} \left[\frac{\rho'_0 \mu'_0}{R_n} \left(\frac{2p'_0 - p_\infty}{\rho'_0} \right)^{1/2} \right]^{1/2} (i_r - i_w), \quad (2)$$

где R_n — радиус сферического носка, i_r, i_w — энтальпия воздуха при температуре восстановления и температуре стенки соответственно, μ'_0, p'_0, ρ'_0 — коэффициент динамической вязкости, давление и плотность в точке полного торможения на затупленной поверхности, определяемые следующим образом:

$$\rho'_0 = \frac{P'_0}{RT'_0}; \quad T'_0 = i'_0 / c_p; \quad i'_0 = i_\infty + 0,5V_\infty^2, \quad \mu'_0 = \mu_\infty \left(\frac{T'_0}{T_\infty} \right)^{0,76}.$$

Давление торможения вычислялось по формуле Рэлея [12].

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Эксперименты проводились с целью определения влияния на интегральные аэродинамические характеристики 1) формы ЛА (гладкое тело, тело с изломом продольного профиля), 2) параметра асимметрии ЛА без излома продольного профиля, 3) угла атаки ЛА.

Модели ЛА-1 — ЛА-4 испытывались при $M_\infty = 21,5$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 8,5^\circ$. На рис. 2 представлены значения аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления C_{xa} , подъемной силы C_{ya} и момента тангажа m_z в зависимости от угла атаки моделей. Анализ экспериментальных зависимостей показал, что функции $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{ya} = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ в интервале $0 < \alpha < 8,5^\circ$ ведут себя монотонно. Значения указанных функций для моделей ЛА-1, ЛА-3, ЛА-4 несколько различаются, но для модели ЛА-2 существенно отличаются от остальных. Следовательно, небольшая асимметрия корпуса ЛА в указанном диапазоне угла атаки оказывает малое влияние на интегральные АДХ таких ЛА, так как подветренная сторона дает малый вклад в суммарную аэродинамическую нагрузку. Эксперименты с моделью, имеющей излом продольного профиля, показали, что в диапазоне исследуемого угла атаки на подветренной стороне корпуса ЛА не наблюдается отрыва потока. Об этом свидетельствует монотонность функций, представленных на рис. 2.

Анализ результатов показывает, что наличие “юбки” существенно повышает значения C_{xa} и C_{ya} при $\alpha > 0$, а C_{xa} и при $\alpha = 0$. Плоскость с подветренной стороны несколько увеличивает коэффициент аэродинамической подъемной силы и абсолютную величину коэффициента аэродинамического момента тангажа, практически не изменяя при этом коэффициент лобового сопротивления.

Модели ЛА-5 и ЛА-6 испытывались в двух гиперзвуковых аэродинамических трубах. На рис. 3 даны зависимости C_{xa} , C_{ya} , m_z от угла α при $M_\infty = 8,1$ и $21,5$. Результаты экспериментов показали, что значения C_{xa} моделей ЛА-5 и ЛА-6, полученные в потоке при $M_\infty = 8,1$ и $Re_L = 2,3 \cdot 10^6$, в несколько раз меньше соответствующих величин при $M_\infty = 21,5$. Во втором случае реализуется переходное от сплошного к свободномолекулярному течение, что приводит к увеличению коэффициента лобового сопротивления [4]. Коэффициенты подъемной силы и момента тангажа по результатам испытаний при разных M_∞ отличаются незначительно. Так, значение C_{ya} модели ЛА-5 при $M_\infty = 21,5$ на 7,5 % меньше такового при $M_\infty = 8$. Модель с

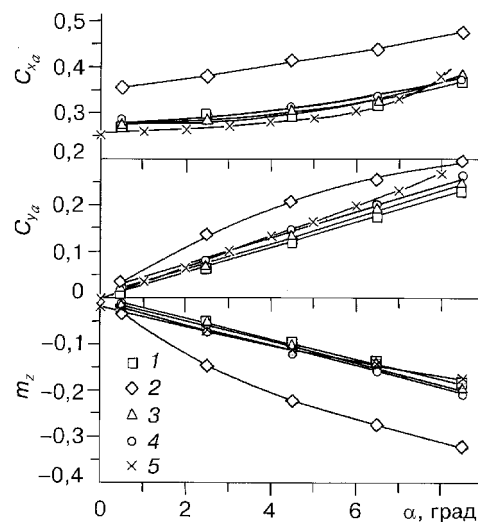


Рис. 2. АДХ моделей в зависимости от угла атаки для $M_\infty = 21,5$.

1 – 4 — экспериментальные данные соответственно для моделей ЛА-1, ЛА-2, ЛА-3, ЛА-4;
 5 — расчет для ЛА-4.

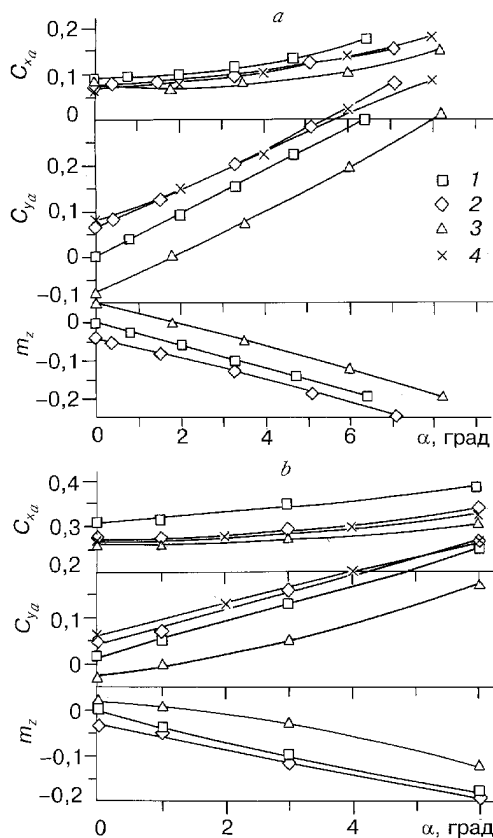


Рис. 3. АДХ моделей в зависимости от угла атаки при $M_\infty = 8,1$ (а) и $M_\infty = 21,5$ (б).

1 – 3 — экспериментальные данные для моделей ЛА-5, ЛА-6 (эллиптическая наветренная поверхность) и ЛА-6 (эллиптическая подветренная поверхность) соответственно; 4 — расчет для ЛА-6 (эллиптическая наветренная поверхность).

эллиптической поверхности на наветренной стороне (точки 2) обладает большими подъемной силой и абсолютным значением момента по сравнению с таковыми для симметричной модели (точки 1), а модель с эллиптической поверхностью на подветренной стороне — напротив, меньшими (точки 3).

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ

Эксперименты проводились с целью определения влияния на величину теплового потока как положительных, так и отрицательных углов атаки.

С помощью пакета прикладных программ статистической обработки данных CSS (Complete Statistical System) [18] был проведен

регрессионный анализ результатов измерений, который показал сильную зависимость числа St от α и слабую — функции $St(\alpha)$ от безразмерной длины ЛА, влиянием которой было решено пренебречь. В результате получена эмпирическая зависимость теплового потока от угла атаки, имеющая вид полинома пятой степени α :

$$St(\alpha \neq 0) = St(\alpha = 0)f(\alpha), \quad f(\alpha) = (a_1\alpha + a_2\alpha^2 + a_3\alpha^3 + a_4\alpha^4 + a_5\alpha^5 + 1). \quad (3)$$

Коэффициенты при членах полинома имеют следующие значения: $a_1 = 1,57 \cdot 10^{-1}$, $a_2 = 8,43 \cdot 10^{-3}$, $a_3 = -2,79 \cdot 10^{-3}$, $a_4 = -2,48 \cdot 10^{-5}$, $a_5 = 3,16 \cdot 10^{-5}$. Полученная зависимость приведена на рис. 4 (темные точки). Из рисунка также видно, что на наветренной стороне при увеличении угла атаки от 2 до 7° тепловой поток возрастает на 30 – 50 %, а на подветренной стороне ($\alpha < 0^\circ$) тепловые потоки практически не зависят от угла атаки.

Применение полученной эмпирической зависимости в аналитических соотношениях позволяет рассчитывать распределение тепловых потоков в случае несимметричного обтекания при углах атаки, не превышающих угла полураствора, путем простого пересчета данных, полученных при $\alpha = 0^\circ$.

Сравнительный анализ результа-

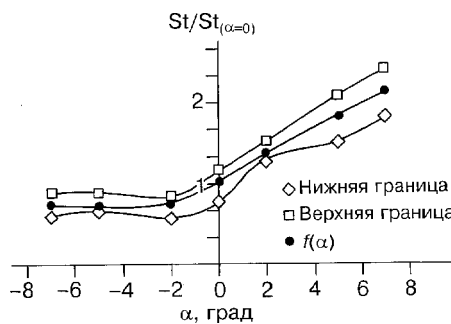


Рис. 4. Число St в зависимости от α .

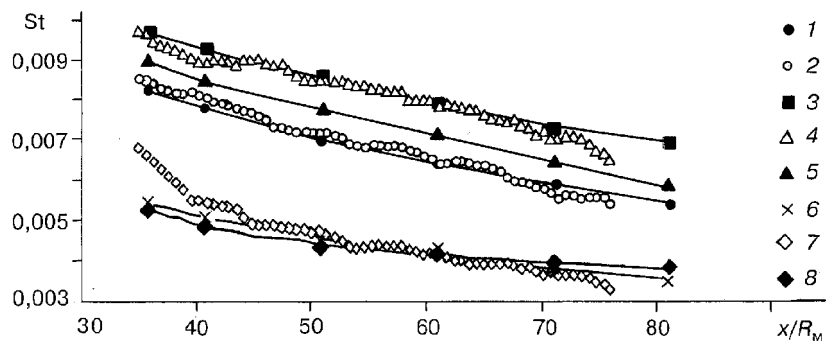


Рис. 5. Число St в зависимости от продольной координаты для моделей ЛА-5 и ЛА-6. Модель ЛА-5: 1 — расчет, 2 — эксперимент; модель ЛА-6: наветренная сторона: 3 — расчет, 4 — эксперимент, 5 — формула (3), подветренная сторона: 6 — расчет, 7 — эксперимент, 8 — формула (3).

тов расчета и эксперимента (рис. 5) показал их удовлетворительное согласие. Погрешность расчета по сравнению с экспериментом составила для конуса 3 %, для полуэллиптического конуса 4,5 %. Расчет теплового потока по формуле (3) совпадает с экспериментом для конической симметричной стороны и дает заниженные на 5 – 10 % тепловые потоки для асимметричной стороны. Данные, приведенные на рис. 5, показывают, что у асимметричной модели тепловые потоки к поверхности эллиптического полуконуса меньше, а к поверхности кругового полуконуса больше таковых к поверхности симметричной модели.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Друкер И.Г., Жак В.Д., Сапогов Б.А., Сафронов Ю.А. Характеристики гиперзвуковой азотной трубы ИТПМ СО АН // Вопросы газовой динамики, № 5. — Новосибирск: Изд. ИТПМ СО РАН, 1975.
2. Григорьев В.Д., Клеменков Г.П., Омелаев А.И., Харитонов А.М. Гиперзвуковая аэродинамическая труба Т-326 // Аэрофизические исследования. — Новосибирск: Изд. ИТПМ СО АН СССР, 1972.
3. Киселев В.Я., Маслов А.А., Шиплюк А.Н. Трехкомпонентные тензосенсоры для испытания моделей в высокотемпературном газовом потоке. — Новосибирск, 1992. — (Препр. / ИТПМ СО РАН; № 5-92).
4. Kiselev V.Ya., Maslov A.A., Shipluk A.N. The strain-gage balance for measurement of forces and pitching-moment acting on a model in hypersonic wind tunnel // Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research.: Proc. — 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. Kiselev V.Ya., Maslov A.A., Shipluk A.N. Aerodynamic 3-component strain-gage balance for hypersonic wind tunnels // Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research, Proc. — Novosibirsk, 1994.
7. Киселев В.Я., Маслов А.А., Шиплюк А.Н. Аэродинамические характеристики дельта крыла в гиперзвуковом потоке // ПМТФ. — 1992. — № 2. — С. 35 – 40.
8. Башуров В.В., Бойчук Л.Н., Воронцов С.С., Вышенков Ю.И. Модульная измерительная тепловизионная система ТВ — М // Теплофизика. — М., 1986. — (Сб. научн. тр. / Моск. ин-т радиотехники, электроники и автоматики; вып. 6).
9. Маслов А.А., Сапогов Б.А., Шиплюк А.Н. К методике определения тепловых потоков в аэродинамическом эксперименте // Теплофизика и аэромеханика. — 1996. — № 2. — С. 165 – 171.
10. Скиба Г.Г., Царьков А.Н. Метод расчета аэродинамических характеристик тел с произвольной формой поперечных сечений // Гидромеханика и теория упругости. Ускоренные методы решения задач гидроаэромеханики и теории упругости. — Днепропетровск: Изд. ДГУ, 1986. — С. 57 – 60.
11. Скиба Г.Г., Царьков А.Н. Применение метода аэродинамической эквивалентности при определении и анализе аэродинамических коэффициентов асимметричных тел // Изв. АН СССР. — МЖГ. — 1986. — № 1. — С. 98 – 105.
12. Андерсон Д., Таннехилл Д.Ж., Плэгчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен / Пер. с англ. Т.1. — М.: Мир, 1990. — 381 с.
13. Знаменский В.В., Зубарев А.В. Расчет конвективных тепловых потоков при трехмерном обте-

- кании по заданному распределению давления // Изв. АН СССР. МЖГ. — 1987. — № 3. — С. 160 – 167.
14. **Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Захарченко В.Н. и др.** Под ред. Н.Ф. Краснова. Основы прикладной аэродинамики. Кн. 2. — М.: Высш. шк., 1991. — 358 с.
 15. **Hamilton H.H.** Approximate Method of Predicting Heating on the windward side of space shuttle orbiter and comparisons with flight data. — AIAA Paper, 82-0823, 1982. — 14 p.
 16. **Hamilton H.H., Weilmuenster K. J., De Jarnette F.R.** Application of axisymmetrical analogue for calculation heating in three-dimensional flows. — AIAA Paper, 85-0245, 1985. — 15 p.
 17. **Lee D.B.** Aerothermodynamic Entry Environment of the Space Shuttle Orbiter. — AIAA Paper, 82-821, 1982. — 9 p.
 18. **CSS (Complete Statistical System).** User Manual. — Statsoft, Inc., 1986. — 542 p.

Статья поступила в редакцию 15 октября 1997 г.