

УДК 533.6.011-3

**ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ТЕЛ**

**А. А. ГУСАРОВ, В. М. ДВОРЕНЦКИЙ, М. Я. ИВАНОВ,
В. А. ЛЕВИН, Г. Г. ЧЕРНЫЙ**

(Moskva)

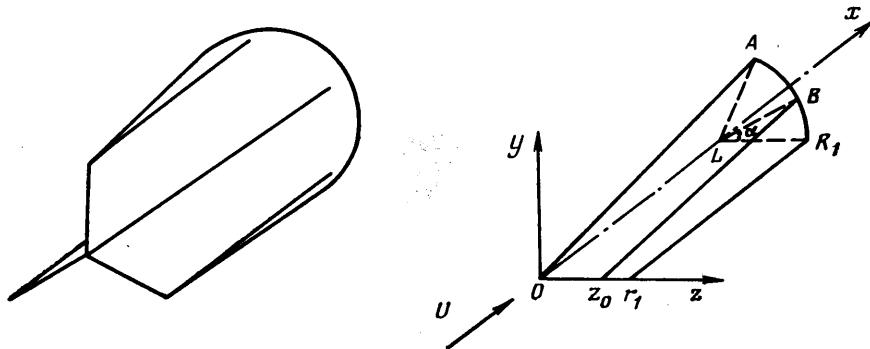
В связи с полетом тел в атмосфере с большой сверхзвуковой скоростью возникает ряд практически важных задач о выборе аэродинамической формы таких тел в зависимости от их назначения. Естественно, что для более эффективного достижения поставленной цели следует выбирать оптимальные аэродинамические формы. Классической задачей является задача об определении аэродинамической формы тела минимального сопротивления при некоторых заданных условиях. Решению этой задачи посвящено значительное число работ, в которых для описания течений использовались как приближенные, так и точные теории обтекания тел [1-8].

Большинство этих работ посвящено определению плоских профилей, осесимметричных тел или тел, образованных коническими или гомотетичными поверхностями. В последнем случае поперечный контур тела, дающего существенный выигрыш в сопротивлении, имеет звездообразный вид [1, 2]. При использовании таких головных частей встает проблема соединения носовой части тела с корпусом летательного аппарата, который, как правило, имеет плавные обводы, например окружность. На газодинамическом семинаре Института механики МГУ в 1967 г. Г. Г. Черным было высказано предположение о существовании тел пространственной конфигурации, обладающих положительными свойствами звездообразных тел, т. е. небольшим сопротивлением, и хорошо сопрягающихся с произвольными контурами поперечного сечения основного корпуса летательного аппарата. Тогда же был предложен один из возможных способов построения таких тел.

Согласно этой идеи в работах [6, 7] были предложены и проанализированы теоретически и экспериментально поликлиновые и геликоидальные тела, имеющие звездообразное поперечное сечение из прямолинейных отрезков и плавно соединяющиеся с цилиндрической поверхностью с сечением в виде правильного многоугольника. Выяснилось, что геликоидальные тела при больших числах $M \sim 6$ дают выигрыши в сопротивлении в 1.5 раза по сравнению с сопротивлением эквивалентного по объему и площади миделя тела вращения параболической формы. Поликлиновые же тела выигрыша в сопротивлении не дали из-за наличия развитых отрывных зон. В работе [8] указанный класс тел был обобщен на случай криволинейных внешних и внутренних ребер. Эти тела при больших числах Маха ($M \sim 6$) также обладали меньшим сопротивлением по сравнению с эквивалентными телами вращения. Однако этот эффект проходил при умеренных сверхзвуковых числах Маха как для геликоидальных, так и для обобщенного поликлиновых тел. Ниже рассматриваются аэродинамические формы носовой части тела, плавно сопрягающиеся с произвольной формой миделя корпуса летательного аппарата в классе линейчатых поверхностей специального вида [5].

1. Определение сопротивления в классе линейчатых поверхностей. Как уже указывалось ранее, при поиске аэродинамических поверхностей носовых частей, обладающих небольшим сопротивлением, необходимо учитывать условие плавного сопряжения этих частей с центральным корпусом летательного аппарата. Этому требованию будут удовлетворять поверхности, которые конструируются следующим образом. Поверхность образована отрезками прямых, один конец которых находится в начальном сечении, а другой — на заданном контуре миделя, в качестве которого

будем рассматривать окружность радиуса R_1 . При этом будем считать, что длина носовой части L задана, а начальное сечение представляет собой n отрезков прямых одинаковой длины r_1 , имеющих общее начало и перпендикулярных набегающему потоку. Все эти отрезки являются радиусами одной окружности и делят ее на n равных частей. На фиг. 1 представлен общий вид поверхности для $n=3$ и изображена схема построения поверхности. Как видно, тело состоит из $2n$ частей OAR_1r_1O , соединяющихся одна с другой по плоскостям OLA и OLR_1r_1 , а поверхность образуется движением отрезка z_0B , один конец которого перемещается по отрезку начального сечения из точки O в точку r_1 , а другой — по дуге окружности из A в точку R_1 .



Фиг. 1

ности из A в точку R_1 . Положение прямой z_0B определяется углом $\alpha=\alpha(t)$, по дуге окружности и координатной точки $u(t)=z_0(t)/R_1$ на отрезке Or_1 , где t — некоторый параметр $0 \leq t \leq t_f$. В декартовой системе координат, в которой ось x направлена по набегающему потоку, уравнение поверхности OAR_1r_1O можно записать в безразмерном виде

$$(1.1) \quad z=R(u-\vartheta(u-\cos\alpha)), \quad y=R\vartheta \sin\alpha, \quad x=\vartheta \\ 0 \leq \vartheta \leq 1, \quad u=u(t), \quad \alpha=\alpha(t), \quad 0 \leq t \leq t_f, \quad u(t_f)=r_1/R_1$$

Здесь пространственные координаты отнесены к длине носовой части тела L , а $R=R_1/L$. Заметим, что для регулярности таких поверхностей необходимо потребовать выполнения следующих условий монотонности: $\dot{u} \geq 0$, $\dot{\alpha} \leq 0$. Точкой обозначается производная по параметру t .

При использовании формулы Ньютона для определения сил давления и при постоянном коэффициенте трения C_f для коэффициента аэродинамического сопротивления можно получить формулу

$$(1.2) \quad C_x = \frac{4nR^2}{\pi} \int_0^{t_f} f(u, \alpha, \dot{u}, \dot{\alpha}) dt \\ f(u, \alpha, \dot{u}, \dot{\alpha}) = \int_0^1 \left\{ \frac{(\dot{u} \sin \alpha - x b)^3}{px^2 - 2gx + c} + \frac{C_f}{2R^3} \sqrt{p_0 x^2 - 2g_0 x + \dot{u}^2} \right\} dx \\ b = \dot{u} \sin \alpha + \dot{\alpha} (1 - u \cos \alpha), \quad p_0 = \dot{x}^2 + 2\dot{u}\dot{\alpha} \sin \alpha + \dot{u}^2 \\ g_0 = \dot{u} (\dot{u} + \dot{\alpha} \sin \alpha), \quad p = p_0 + b^2 R^2 \\ g = g_0 + R^2 b \dot{u} \sin \alpha, \quad c = \dot{u}^2 (1 + R^2 \sin^2 \alpha)$$

Для оценки полезности использования таких форм определим волновое сопротивление тела, для которого α и u определяются по формулам

$$(1.3) \quad \alpha = \frac{\pi}{n} - \arcsin \frac{t}{R}, \quad u = \frac{t}{R \sin \pi/n}, \quad 0 \leq t \leq R \sin \frac{\pi}{n}$$

Геометрически это означает, что точка окружности конечного сечения соответствующая углу α , и точка передней кромки z_0 расположены на одинаковом расстоянии от плоскости OLA (фиг. 1).

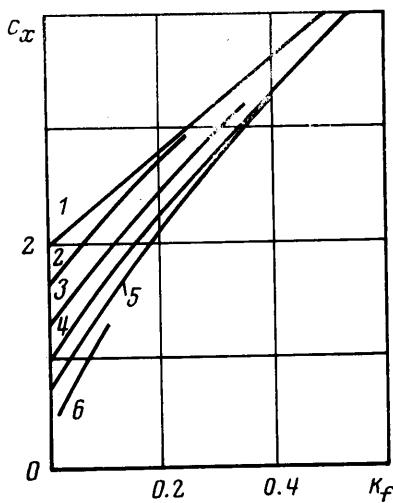
При $n=2$ и $R=0.1$ сопротивление тела составляет 70% сопротивления конуса, для $R=0.5-73\%$. С увеличением n коэффициент сопротивления уменьшается. Так, при $n=4$, $R=0.1$ сопротивление тела составляет 44% сопротивления конуса. Отметим также, что при неограниченном увеличении числа лепестков сопротивление тела стремится к нулю. К этому результату нужно относиться критически, так как при больших значениях n между соседними лепестками имеются глубокие впадины, в которых возникают области высокого давления, и поэтому в рамках теории Ньютона необходим учет сосредоточенных сил на линии пересечения поверхностей Γ^0 .

Тем не менее из рассмотренного примера видно, что и при небольшом числе лепестков ($n=2, 3, 4$) такие тела дают существенный выигрыш в сопротивлении, обладают большим, чем у конуса, объемом и аэродинамическим качеством и, соответственно, меньшим баллистическим фактором.

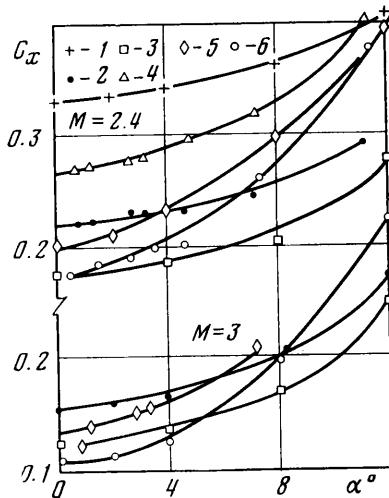
Не вдаваясь в подробности решения вариационной задачи, которая была решена для указанного класса тел при заданной длине, радиусе миделя и фиксированном числе отрезков с учетом сил трения, приведем зависимости коэффициента сопротивления $C_x = C_x / R^2$ от параметра трения $K_f = 0.25 C_x / R^3$ для найденных оптимальных тел на фиг. 2 (кривая 1 для конуса, 2 для оптимального осесимметричного тела, 3-6 для найденных тел с числом лепестков соответственно 2-6). Из приведенных данных видно, что оптимальные линейчатые тела дают выигрыш в сопротивлении, значительно больший, чем оптимальные осесимметричные тела.

2. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик линейчатых тел. Исследования моделей линейчатых тел проводились при скоростях набегающего потока, соответствующих $M_\infty = 2.04$ и 3. Испытывались модели с тремя отрезками в начальном сечении. Геометрия моделей линейчатых тел соответствует поверхности, которая была рассмотрена в п. 1 в качестве примера. Такая поверхность (фиг. 1) состоит из шести одинаковых частей, описываемых системой уравнений (1.1), где $\alpha = \pi/3 - \arcsin(0.5 \text{ и } \sqrt{3})$. Модели имели одинаковый диаметр миделя 50 мм ($S_m = 19.63 \text{ см}^2$), длины тел выбирались в соответствии с эквивалентными (по длине и площади миделя) конусами с углами раствора, соответственно равными 15, 20 и 30° ($R = 0.13, 0.18, 0.28$). Передние кромки моделей острые, а боковые поверхности отполированы. Аэродинамические характеристики линейчатых тел исследовались в зависимости от углов атаки (один из отрезков начального сечения располагался вертикально), а для $M_\infty = 3$ и по углу скольжения (один из отрезков начального сечения располагался горизонтально) в диапазоне от -4 до $+12^\circ$.

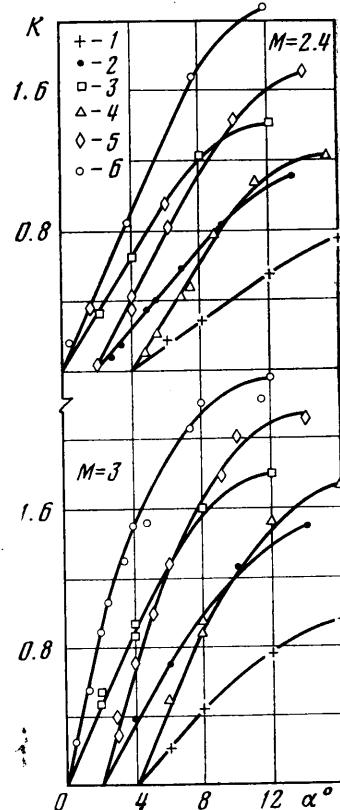
Погрешность весовых измерений не превышала 5%, установки по углу атаки -10° , по углу крена $\pm 1^\circ$. Приведенные весовые испытания позволили получить аэродинамические характеристики линейчатых тел и эквивалентных конусов в виде графической зависимости C_x, C_y, K от угла атаки α для различных значений отношения радиуса миделя к длине тела. При расчете аэродинамических коэффициентов за характерный размер принималась площадь S_m . Ниже приводятся результаты без поправки на данные давления и деформацию державки. На фиг. 3 приведены значе-



Фиг. 2



Фиг. 3

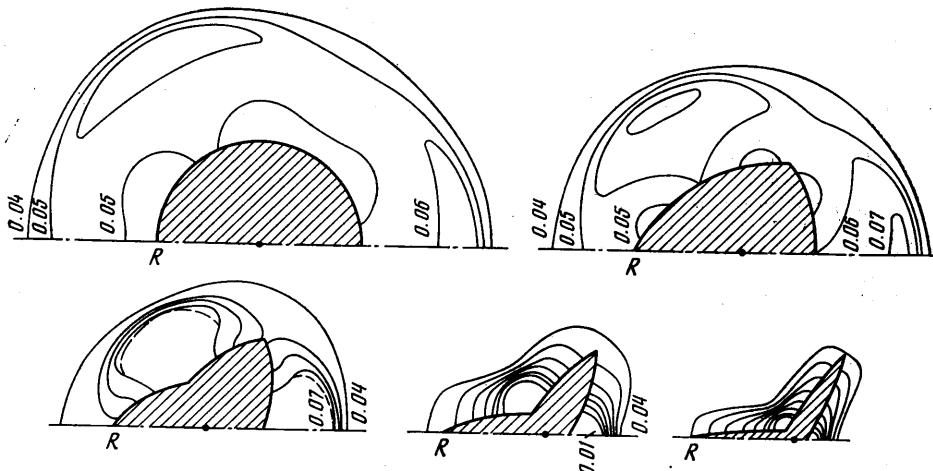


Фиг. 4

ния коэффициентов C_x (кривые 1–3 для конусов и 4–6 для линейчатых тел, соответствующих значениям относительного удлинения $R=0.27, 0.18, 0.13$). Сравнение показывает, что при $R=0.27$, сопротивление линейчатых тел значительно меньше сопротивления конусов. Так, при $\alpha=0$ сопротивление тела составляет 82% сопротивления конуса. Отношение C_x/C_{xh} увеличивается при уменьшении отношения R_1/L , оставаясь при этом меньшим единицы. При увеличении числа Маха отношение C_x/C_{xh} уменьшается.

На фиг. 4 с теми же обозначениями приведены значения коэффициента аэродинамического качества. Аэродинамическое качество линейчатых тел в исследованных диапазонах α (характеристики, полученные при отрицательных углах атаки, нанесены на графиках $\alpha>0$ с соответствующим изменением знака K) более чем в 1,5 раза превышает качество эквивалентных конусов. Из приведенных результатов следует, что линейчатые тела имеют большое преимущество над эквивалентными конусами.

3. Численное исследование обтекания линейчатых тел. Ниже представлены некоторые результаты расчета обтекания рассматриваемых пространственных конфигураций с числом отрезков $n=3$ в начальном сечении сверхзвуковым потоком идеального газа под нулевым углом атаки. Система стационарных трехмерных уравнений газодинамики, записанная в виде интегральных законов сохранения, интегрируется по конечно-разностной схеме сквозного счета [10, 11]. Рассчитываемая область течения в каждом поперечном сечении $x=\text{const}$ была ограничена поверхностью тела, двумя соседними плоскостями симметрии, отстоящими одна от другой на угол, равный π/n , и внешней границей, которая выбиралась таким обра-



Фиг. 5

зом, чтобы на ней поток оставался невозмущенным вплоть до последнего рассчитываемого сечения при $x=L$. Все приводимые результаты, если не оговорено особо, получены на расчетной сетке, содержащей в каждом поперечном сечении 3000 ячеек. При этом к поверхности тела (поверхности, отвечающей одному отрезку в начальном сечении) примыкало 30–35 ячеек.

Об особенностях картины обтекания данной конфигурации при $M_\infty=3$ и относительном удлинении $R=0.27$ можно судить по фиг. 5, на которой представлены линии $p=\text{const}$ в пяти поперечных сечениях тела при $x/L=0.125, 0.25, 0.5, 0.75$ и 1 . Линии постоянства давления на фиг. 5 построены через постоянный интервал $\Delta p=0.01$, причем указаны значения только двух крайних кривых. Величина давления отнесена к критическому скоростному напору набегающего потока $\rho_* a_*^2$, где ρ_* и a_* – соответственно критические плотность и скорость звука. Отметим, что возникающий при обтекании скачок уплотнения, о положении которого можно судить по сгущению линий $p=\text{const}$, имеет наибольшую интенсивность на начальном участке тела в окрестности углов излома контура поперечного сечения. Максимальную интенсивность скачок имеет в начальной точке при $x=0$ на оси тела, где вектор скорости потока поворачивается на угол 15° . Максимальный перепад давления на скачке в конечном сечении равен ~ 1.8 .

Для тел с удлинением $R=0.27$ были проведены расчеты при различных числах Маха (от 2 до 6), которые показали, что коэффициент сопротивления для линейчатого тела составляет 77% коэффициента сопротивления эквивалентного конуса для всех указанных чисел Маха.

В заключение приведем расчетные значения коэффициента сопротивления C_d для рассматриваемых тел при $M_\infty = 3$. Отметим, что при увеличении длины тел указанный выигрыш уменьшается. Таким образом, численные расчеты и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик предложенных тел показали, что линейчатые тела дают существенный выигрыш по сопротивлению и аэродинамическому качеству по сравнению с эквивалентными по длине и площади миделя конусами.

R	0.27	0.18	0.13
Тело	0.132	0.066	0.043
Конус	0.173	0.0875	0.0519

Поступила 2 III 1978

ЛИТЕРАТУРА

- Chernyi G. G., Gonor A. L. The determination of body minimum drag using the Newton and the Busemann pressure laws. Paper presented at the symposium on extremal problems in aerodynamics Boeing Scientific Research Laboratories, Seattle, Washington, 1962.
- Теория оптимальных аэrodинамических форм. М., «Мир», 1969.
- Крайко А. М., Наумова И. Н., Шмыглевский Ю. Д. К построению тел оптимальной формы в сверхзвуковом потоке. ПММ, 1964, т. 28, вып. 1.
- Шипилин А. В. О телах с минимальным волновым сопротивлением в неравномерном набегающем потоке газа. ПММ, 1964, т. 28, вып. 3.
- Гусаров А. А., Деев А. А., Левин В. А., Пильюгин Н. Н., Черный Г. Г. Оптимальные аэродинамические формы тел, летящих с гиперзвуковыми скоростями. 4-й Всесоюзный съезд по теоретической и прикладной механике. Аннот. докл. Киев, «Наукова думка», 1976.
- Кравец В. В., Швец А. И. О некоторых режимах сверхзвукового обтекания поликлиновых тел. ПМТФ, 1974, № 3.
- Казаков М. Н., Кравец В. В., Швец А. И. Аэродинамические коэффициенты конических тел со звездообразным поперечным сечением. Изв. АН СССР, МЖГ, 1974, № 6.
- Веденников Ю. А. Обобщенная задача оптимизации поликлиновых носовых частей. В сб. «Аэрофизические исследования», вып. 4. Новосибирск, 1975.
- Гонор А. Л. Закон сопротивления Ньютона для тел, образованных пересекающимися поверхностями. Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 1.
- 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.
- Иванов М. Я., Крайко А. Н. Метод сквозного счета для двумерных и пространственных сверхзвуковых течений. Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1972, т. 12, № 3.