

2. Белавин В. А., Голуб В. В., Набоко И. М., Опара А. И. Исследование нестационарной структуры потока при истечении ударно-нагретого газа.— ПМТФ, 1973, № 5.
3. Голуб В. В., Набоко И. М., Куликовский А. А. Исследование трехмерной волновой структуры нестационарного истечения газа из плоского звукового сопла.— ПМТФ, 1976, № 1.
4. Naboko I. M., Golub V. V., Eremin A. V., Kochnev V. A., Kulikovsky A. A. Wave structure and density distribution in a nonstationary gas jet.— «Archives of Mechanics», 1977, vol. 29, N 1.
5. Д'Атторе, Хашбаргер. Применение метода тройной точки для определения положения центрального скачка уплотнения в струе.— «Ракетн. техника и космонавтика», 1965, № 8.
6. Adamson Jr. T. C., Nicholls J. A. On the structure of jets from highly under-expanded nozzles into still air.— «J. Aerospace Sciences», 1959, vol. 26, N 1.
7. Истмен, Радтке. Положение прямого скачка уплотнения в выхлопном факеле струи.— «Ракетн. техника и космонавтика», 1963, № 4.
8. Abdelhamid A. N., Dosanjh D. S. Mach disc and Riemann wave in underexpanded jet flows. AIAA Paper N 69—665, 1969.
9. Льюис, Карлсон. Положение центрального скачка уплотнения в недорасширенной газовой струе и в струе с твердыми частицами.— «Ракетн. техника и космонавтика», 1964, № 4.
10. Крист, Шерман, Гласс. Исследование сильно недорасширенных звуковых струй.— «Ракетн. техника и космонавтика», 1966, № 1.
11. Уэри, Шаффер, Дрифтмайер. Центральные скачки в свободных струях.— «Ракетн. техника и космонавтика», 1970, № 12.
12. Дрифтмайер. Корреляция параметров свободных струй.— «Ракетн. техника и космонавтика», 1972, № 10.
13. Simons G. A. The large time behaviour of a steady spherical source expanding into an arbitrary ambient gas. AIAA Paper N 70—232, 1970.
14. Smith G. E. The starting process in a hypersonic nozzle.— «J. Fluid Mech.», 1966, vol. 24, pt 4.
15. Чекмарев С. Ф. Неустановившееся радиальное расширение газа от стационарного источника.— ПМТФ, 1975, № 2.

УДК 533.6.013.12

ОПТИМИЗАЦИЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ФОРМ

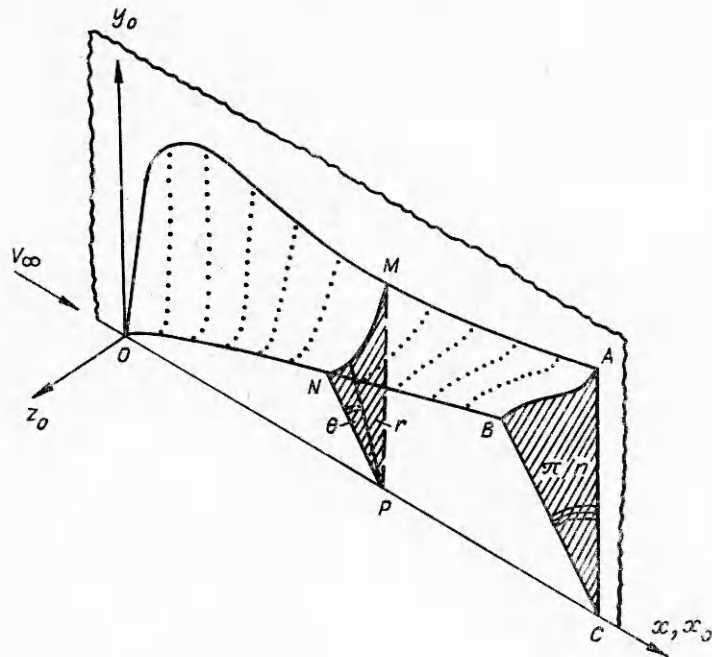
Ю. А. Ведерников, В. Г. Дулов, А. Ф. Латышов

(Новосибирск, Красноярск)

Построение оптимальных гиперзвуковых аэродинамических форм является актуальной задачей. В классе сложных пространственных конфигураций это построение реализуется пока на основе приближенных методов расчета гиперзвукового обтекания (см., например, [1—4]).

Ниже в рамках ньютоновской схемы обтекания с поправкой на трение рассмотрен новый класс пространственных конфигураций со степенными продольным и поперечным контурами, включающий, в частности, тела вращения, многоконсольные крылья, криволинейные поликлиновые тела с круговым миделем. Значения параметров, описывающих оптимальную обтекаемую поверхность, определяются методом случайного поиска по наилучшей пробе [5] из условия минимума полного сопротивления тела. В результате расчетов установлено, что в интервале удлинений $0 < \lambda < 4$ оптимальными гиперзвуковыми формами являются пространственные тела со звездообразным миделем.

Для некоторых конфигураций приведены экспериментальные значения коэффициента полного сопротивления, качественно согласующиеся с расчетными данными.



Ф и г. 1

1. Исследуются пространственные тела единичной длины, уравнение циклической [1] поверхности которых (фиг. 1) представляется в виде

$$(1.1) \quad f \equiv r - \rho x^{k_1} \left[1 + k_2 (1 - k_3 x)^{k_4} e^{-k_5 x} \left(\theta \frac{n}{\pi} \right)^{\frac{k_6 e^{k_5 x}}{(1 - k_3 x)^{k_4}}} \right] = 0,$$

где r , θ , x — компоненты цилиндрической системы координат; ρ — отношение радиуса базовой (при $x = 1$, $k_2 = 0$) окружности основания тела к его длине; n — количество поперечных циклов тела; k_i ($i = 1, \dots, 6$) — «внутренние» варьируемые параметры (ρ , n — «внешние» (задаваемые) параметры).

Независимые переменные заключены в интервалах $\varepsilon \leq x \leq 1$, $\varepsilon \leq (\theta n / \pi) \leq 1$, где ε — малая величина, выбираемая из условия ограничения соответствующих частных производных функции f . Варьируемые параметры изменяются в пределах:

$$(1.2) \quad 0,1 \leq k_1 \leq 5, \quad 0 \leq k_2 \leq 10, \quad 0 \leq k_3 \leq 1, \quad 0 \leq k_4 \leq 5, \\ 0 \leq k_5 \leq 10, \quad 0 \leq k_6 \leq 50; \quad 0 \leq n \leq 100, \quad 0,025 \leq \rho \leq 10.$$

Диапазоны изменения «внутренних» варьируемых параметров выбраны такими, чтобы при изменении «внешних» параметров экстремальная точка всегда была внутренней.

Представленная функция f (1.1) описывает класс обтекаемых поверхностей без «аэродинамической тени» при условиях: $r_x \Big|_{\theta = \frac{\pi}{n}} \geq 0$, $r_x \Big|_{\theta = 0} \geq 0$.

Для малой закрутки потока у коротких и средних тел вводится ограничение снизу на радиус кривизны по внутренней нормали текущего поперечного контура. Нижняя граница названного радиуса кривизны равна по-

перечной координате внутреннего ребра (ONB на фиг. 1) в том же сечении.

Частными видами исследуемого класса аэродинамических форм являются конус ($k_1 = 1, k_2 = 0$), степенное тело вращения ($n = 0$ или $k_2 = 0$), тело вращения с радиальными пластинами ($k_6 \rightarrow \infty$) и щелями ($k_6 \rightarrow 0$), звездообразное тело со степенным продольным контуром из [1] ($k_1 = 0,75, k_6 \approx 2, k_3 = k_4 = k_5 = 0$), звездообразное тело из [6] ($k_2 \approx 0,2, 0 < k_5 < 0,05, k_6 \approx 5, k_1 = 1, k_4 = 0$), носовая часть со степенными продольным и поперечным контурами при круговом основании ($k_3 = 1, k_4 \geq 1$). При склейке только двух циклических элементов получаются различные формы V -образных крыльев и разнообразно конструируется крыло с фюзеляжем ($n = 2$).

2. Для описания аэродинамического сопротивления исследуемых конфигураций принимается модифицированная ньютоновская модель обтекания с переменным коэффициентом поверхностного трения C_f

$$C_p = 2,091(\mathbf{I}_n \mathbf{I}_x)^2, C_f = C_{f0}(1 - \eta)x^{-\eta},$$

где C_p — коэффициент давления; \mathbf{I}_n — единичный вектор нормали к поверхности; \mathbf{I}_x — единичный вектор оси Ox ; C_{f0} — среднее по длине значение коэффициента трения, обычно принимаемое для гиперзвуковых исследований равным $3 \cdot 10^{-3}$; η — постоянная, равная 0,5 для ламинарного потока. Тогда выражение для сопротивления X , отнесенного к скоростному напору q , запишется в виде

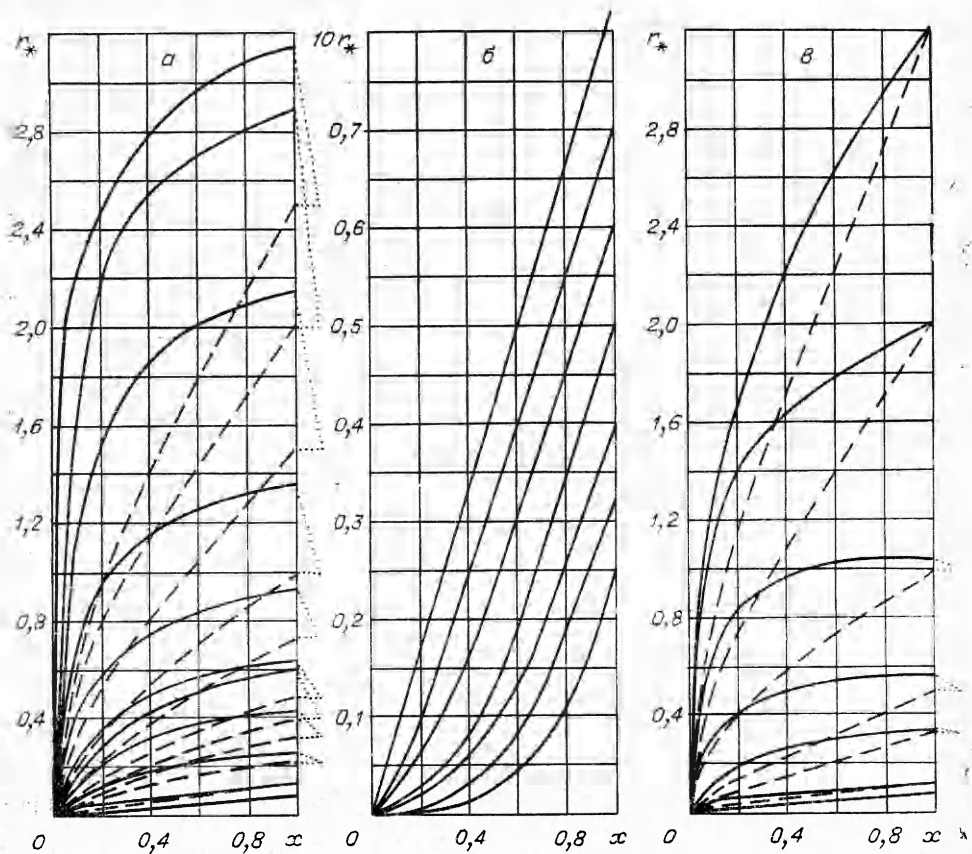
$$(2.1) \quad \frac{X}{q} = \int_0^{x/n} \int_0^1 \frac{r}{f_r} \left[-2,091 f_x^3 \left(f_r^2 + \frac{f_\theta^2}{r^2} + f_x^2 \right)^{-1} + C_f \left(f_r^2 + \frac{f_\theta^2}{r^2} \right)^{0,5} \right] d\theta dx,$$

где f_x, f_r, f_θ — частные производные функции f по соответствующим переменным.

При численном интегрировании выражения (2.1) волновое сопротивление участков поверхности (1.1), находящихся в зоне «аэродинамической тени» на подветренной стороне возможного клинового выступа, обращается в нуль. Сопротивление выступов, появляющихся при варьировании в самой «аэродинамической тени», считается по невозмущенной схеме.

В результате при заданных удлинении λ (или $\rho = 1/2 \lambda$) и количестве поперечных циклов n задача формулируется следующим образом. На множестве параметров k_i , определяемом соотношениями (1.2), минимизировать интеграл сопротивления (2.1) при удовлетворении ограничения на поперечный контур для тел с удлинением $\lambda < 4$. Оптимизация производится методом случайного поиска по наилучшей пробе.

3. В результате оптимизации найдено, что при удлинениях $\lambda < 4$ в гиперзвуковом диапазоне скоростей наилучшими по сопротивлению являются пространственные тела со звездообразным поперечным сечением, включая мидель. Причем из фиг. 2, а, где показаны конфигурации внешних и внутренних (сплошные и штриховые линии соответственно) ребер $r_*(x)$ оптимальных тел с четырьмя поперечными циклами, видно, что трехмерные аэродинамические формы с круговым миделем представляют собой переходные конфигурации от степенных тел вращения до тел со звездообразным основанием. При больших удлинениях оптимальными являются осесимметричные тела с возрастающим по мере увеличения удлинения показателем степени у продольной образующей (фиг. 2, б). При $\lambda > 10$ оптимальные осесимметричные тела моделируют аэродинамические формы с носовой иглой. При снятии ограничения на поперечный контур для малых и средних удлинений получаются конфигурации ребер, изображенные на фиг. 2, в. На фиг. 2 по оси ординат отложены граничные значения

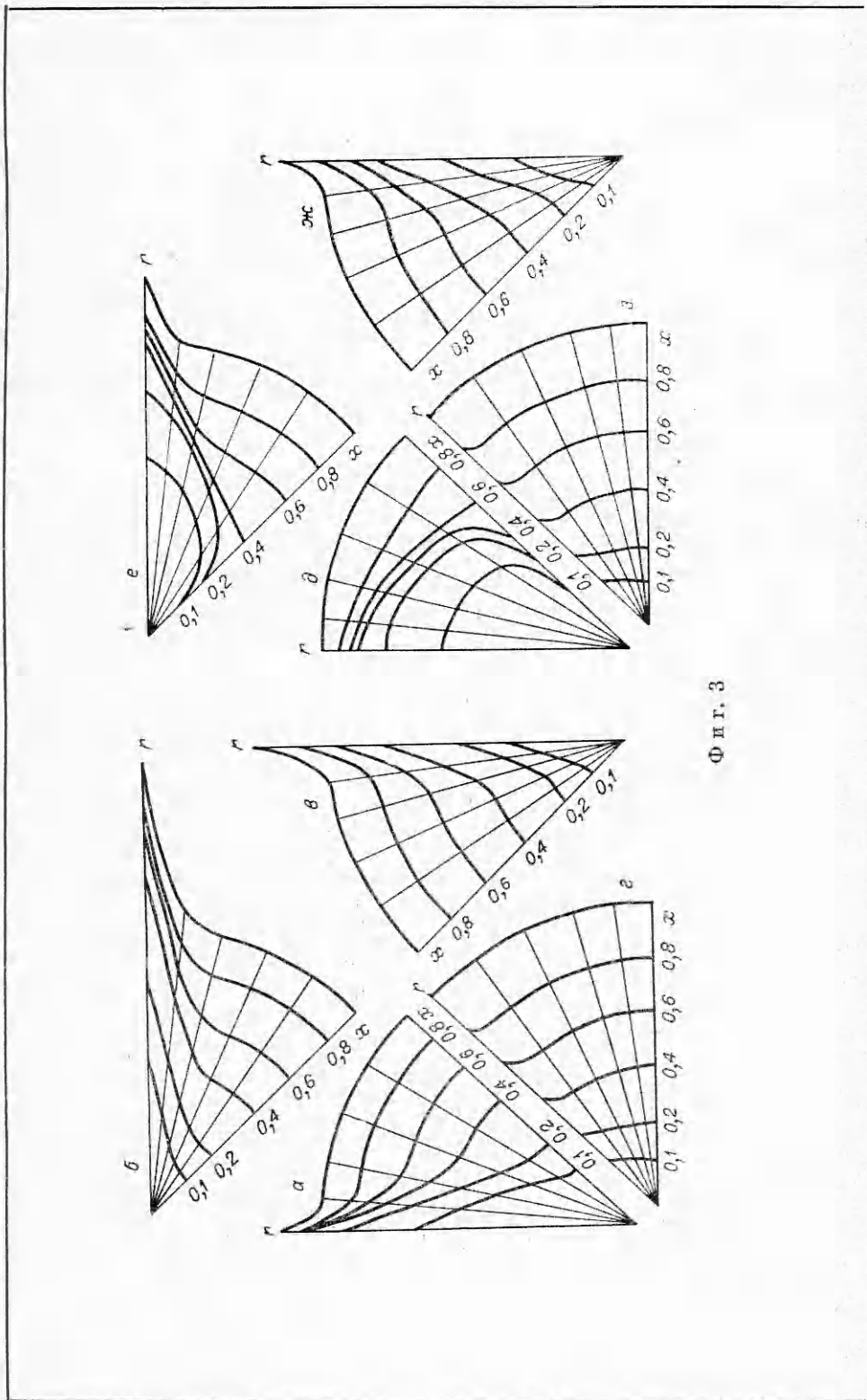


Фиг. 2

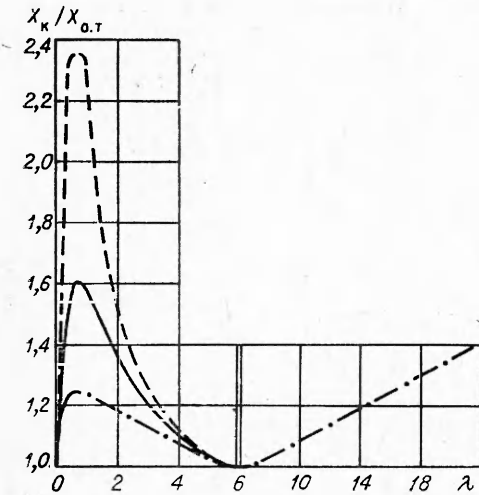
r_* радиус-вектора r , соответствующие углам $\theta = \pi/n$ (внешнее ребро) и $\theta = 0$ (внутреннее ребро). Ребра тел одного удлинения при значении $x = 1$ соединены прямыми отрезками, набранными из точек.

Из сравнения поперечных контуров четырехклиновых тел $r(\theta)|_{x=\text{const}}$ (фиг. 3, $a - z$ — результаты оптимизации с ограничением на радиус кривизны, фиг. 3, $\partial - u$ — результаты свободной оптимизации) видно, что для малых удлинений ограничение на поперечное сечение оптимизируемого тела существенно ослабляет поворот поперечных образующих относительно друг друга, тем самым практически устраняя закрутку потока. На фиг. 3 показано также, как меняются поперечные контуры тел при изменении удлинения. Фиг. 3, a, ∂ соответствуют удлинению тела $\lambda = 0,125$, фиг. 3, $б, e$ — $\lambda = 0,75$, фиг. 3, $в, ж$ — $\lambda = 2,25$, фиг. 3, $г, u$ — $\lambda = 4$.

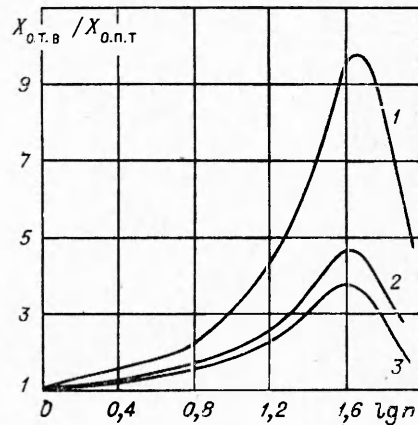
4. Следует отметить, что четырехклиновые конфигурации с параметрами $k_1 = 0,764$, $k_2 = 2,462$, $k_3 = 0,027$, $k_4 = 1,999$, $k_5 = 1,463$, $k_6 = 2,346$ в случае оптимизации с ограничением и $k_1 = 0,827$, $k_2 = 4,412$, $k_3 = 0,330$, $k_4 = 1,053$, $k_5 = 2,878$, $k_6 = 0,422$ в случае свободной оптимизации имеют при удлинении $\lambda = 0,75$ максимальный выход внешних ребер за диаметр базовой окружности основания (см. фиг. 2, $a, в$) и доставляют максимальные снижения сопротивления по отношению к эквивалентному конусу. На фиг. 4 сплошной линией изображена зависимость отношения сопротивления эквивалентного по удлинению конуса X_K к сопротивлению $X_{0,T}$ четырехклинового тела, оптимально конструируемого



Фиг. 3



Фиг. 4



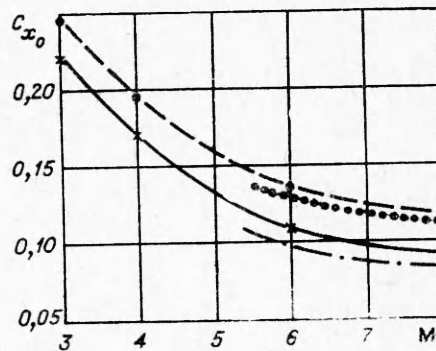
Фиг. 5

при ограничении на поперечный контур, штриховой — четырехклиново-го тела, получаемого при свободной оптимизации, штрихпунктирной — аналогичная зависимость для степенного осесимметричного тела минимального сопротивления. Из фиг. 2, 4 видно, что при малых и средних удлинениях наименьшее сопротивление имеют аэродинамические формы со звездобразным поперечным сечением, при больших удлинениях минимум сопротивления обеспечивают степенные тела вращения.

5. Влияние количества поперечных циклов n на сопротивление пространственных тел, оптимизируемых при ограничении на поперечный контур, показано для трех удлинений на фиг. 5 (кривая 1 соответствует $\lambda = 0,75$; 2 — $\lambda = 0,125$; 3 — $\lambda = 2,25$), где по оси ординат откладывается отношение сопротивления оптимального тела вращения $X_{0.т.в}$ к сопротивлению оптимального пространственного тела $X_{0.п.т}$. На фиг. 5 видно, что точка экстремума для рассмотренных удлинений находится около $n = 40$ ($\lg n = 1,6$), причем у «пикового» удлинения $\lambda = 0,75$ и здесь ордината максимума наибольшая. Учет интерференции ударных слоев у линий стыка циклических поверхностей [7] позволяет уточнять оптимальное количество поперечных циклов для плоскостных и линейчатых аэродинамических форм с острыми передними кромками [8, 9]. У криволинейных же пространственных тел [10] учет вторичного соударения частиц газа о поверхность в районе внутренних ребер сопряжен с большими вычислительными трудностями, так как для этого необходимо получать распределение параметров внутри ударного слоя. Из-за отсутствия названного учета и оценки сосредоточенных сил на реальных передних кромках полученные зависимости $X_{0.т.в}/X_{0.п.т} = f(n)$ для больших n требуют уточнения.

6. На фиг. 6 показано сравнение расчетов по модифицированному ньютоновскому приближению при описании сопротивления пространственных тел с малым количеством поперечных циклов с экспериментальными зависимостями коэффициента полного сопротивления C_x при нулевом угле атаки от числа Маха M для эквивалентного конуса (штриховая линия) и четырехклинового тела с параметрами $k_1 = 0,742$, $k_2 = 0,724$, $k_3 = 1,0$, $k_4 = 2,491$, $k_5 = 2,538$, $k_6 = 6,915$ (сплошная линия) при удлинении $\lambda = 2,25$. Испытания проведены в аэродинамических трубках Т-313 и ИТ-301 ИТГМ СО АН СССР при $M = 3, 4, 6, 8$ и числе Рейнольд-

са $Re \approx 10^7$ на моделях с диаметром мидела 60 мм и толщиной передних кромок 0,2 мм. Точками изображена расчетная зависимость $C_{x_0}(M)$ для конуса, штрихпунктирной линией — для пространственного тела. Обе расчетные зависимости располагаются ниже соответствующих им экспериментальных графиков, причем расхождение результатов расчета и эксперимента уменьшается при возрастании числа Маха. Несмотря на несколько худшее по сравнению с конусом согласование расчетных и экспериментальных данных, полученная точность описания C_{x_0} опытного четырехклинового тела позволяет надеяться на качественно верные результаты оптимизации пространственных аэродинамических форм с малым числом циклов поперечного сечения и ограничением по контуру и при меньших удлинениях, где наблюдаются максимальные расчетные снижения сопротивления.



Ф и г. 6

Поступила 10 III 1978

ЛИТЕРАТУРА

1. Theory of optimum aerodynamic shapes. Ed. by Angelo Miele. N. Y.—London, Academic press, 1965. Рус. пер. Теория оптимальных аэродинамических форм. Под редакцией А. Л. Гонора. М., «Мир», 1969.
2. Modern developments in gas dynamics. Ed. by W. H. T. Loh. N. Y.—London, Plenum press, 1969. Рус. пер. Современные проблемы газовой динамики. Под редакцией А. И. Голубинского. М., «Мир», 1971.
3. Дулов В. Г. О некоторых постановках пространственных задач оптимизации в гиперзвуковой аэродинамике.— ПМТФ, 1976, № 5.
4. Баранцев Р. Г. Гиперзвуковые движения газа. Стационарное обтекание тел невязким газом.— «Итоги науки и техники. Гидромеханика», 1976, т. 9.
5. Растринин Л. А. Случайный поиск в задачах оптимизации многопараметрических систем. Рига, «Зинатне», 1965.
6. Майкапар Г. И. Тела, образованные поверхностями тока конических течений.— «Изв. АН СССР. МЖГ», 1966, № 1.
7. Гонор А. Л. Закон сопротивления Ньютона для тел, образованных пересекающимися поверхностями.— «Изв. АН СССР. МЖГ», 1967, № 1.
8. Казаков М. И., Кравец В. В., Швец А. И. Аэродинамические коэффициенты неконических тел со звездобразным поперечным сечением.— «Изв. АН СССР. МЖГ», 1974, № 6.
9. Гусаров А. А., Деев А. А., Левин В. А., Пилюгин И. Н., Черный Г. Г. Оптимальные аэродинамические формы тел, летящих с гиперзвуковыми скоростями.— В кн.: Аннотации докладов IV Всесоюзного съезда по теоретической и прикладной механике. Киев, 1976.
10. Ведерников Ю. А., Латыпов А. Ф. Оптимальные аэродинамические формы криволинейных поликлиновых тел.— В кн.: Тезисы докладов Всесоюзного симпозиума по методам аэрофизических исследований. Новосибирск, 1976.