

ЛИТЕРАТУРА

1. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком и дополнительным внешним сжатием // *Аэрофизические исследования.* — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1973. — Вып. 2.
2. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Пространственные воздухозаборники с внешним сжатием (конвергентные), построенные на основе плоских течений // *Вопросы газодинамики.* — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1975. — Вып. 5.
3. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Пример численного моделирования при построении конвергентных воздухозаборников // *ЧММСС.* — 1979. — Т. 10, № 3.
4. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Расчетное и экспериментальное исследование новых конфигураций конвергентных воздухозаборников с пространственными комбинациями течений. — Новосибирск, 1983. — (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 30—83).
5. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Экспериментальное исследование течения в модели конвергентного воздухозаборника с плоскими стенками // *ПМТФ.* — 1985. — № 6.
6. **Майкапар Г. И.** О волновом сопротивлении неосесимметричных тел в сверхзвуковом потоке // *ПММ.* — 1959. — Т. 23, вып. 2.
7. **Келдыш В. В., Майкапар Г. И.** Газодинамическое конструирование гиперзвуковых самолетов // *Изв. АН СССР. МЖГ.* — 1969. — № 3.

Поступила 12/II 1986 г.

УДК 629.782.015.3 + 533.6.011.55

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЛНОЛЕТОВ

А. И. Швеи

(Москва)

Нахождению оптимальных несущих форм уделяется большое внимание. Продолжается изучение традиционных крыльев и различных перспективных компоновок, основанных на концепции волнолета — Λ -крыла с плоским скачком уплотнения на передних кромках. В первых исследованиях, выполненных на основе точных решений, построены пирамидальные головные части минимального сопротивления [1, 2] и Λ -крылья минимального аэродинамического качества [3]. В результате расчетов по теории Ньютона [4] и экспериментов [5, 6] установлено, что сопротивление звездообразного тела при гиперзвуковых скоростях почти в 2 раза меньше, чем у эквивалентного конуса, а аэродинамическое качество Λ -крыльев на 10—15% превышает качество эквивалентного треугольного крыла [5, 7]. В последующем изучались дозвуковое обтекание Λ -крыльев [8], аэродинамические характеристики Λ -крыла с коническим изломом поверхности [9] и с изломом передней кромки [10]. В настоящей работе содержатся результаты экспериментов и сравнения аэродинамической эффективности нескольких схем волнолетов: Λ -крыльев, треугольных крыльев с коническим изломом, пирамидальных тел с крыльями и линейчатых Λ -крыльев.

1. **Λ -крылья.** Испытывались модели в виде комбинаций тонкого центрального конуса (с полууглом 7°) с двумя жестко закрепленными на нем треугольными крыльями (угол стреловидности в плоскости крыла $\chi = 60^\circ$). Полученные результаты свидетельствуют о том, что с уменьшением угла раскрытия Λ -крыла коэффициент подъемной силы изменяется незначительно, а коэффициент лобового сопротивления снижается. В результате аэродинамическое качество с уменьшением угла Λ от 180° до 150° увеличивается на 15—20% по сравнению с качеством плоского треугольного крыла. Рост качества Λ -образного крыла с уменьшением угла раскрытия происходит не из-за возрастания подъемной силы крыла, а в основном вследствие уменьшения его сопротивления, т. е. проявляется эффект, который приводит к существенному снижению сопротивления тела с звездообразной формой поперечного сечения [6].

2. **Конический излом треугольных крыльев.** Влияние вариаций поперечного контура Λ -крыла схематически показано на рис. 1, где a — исходное Λ -крыло в расчетном режиме с плоским скачком уплотнения, b , c — возможная структура скачков при перемещении внутреннего ребра от передних кромок и образовании выпуклого угла в плоскости сжатия — при этом появляется тенденция смещения скачка уплотнения внутрь крыла. Случай перемещения внутреннего ребра к передним кромкам — образования вогнутого угла — аппроксимирует фюзеляж, расположенный

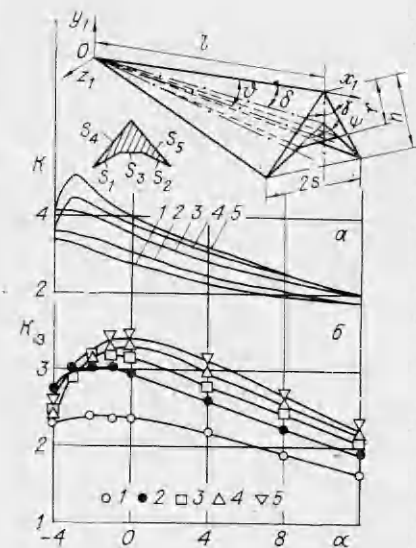
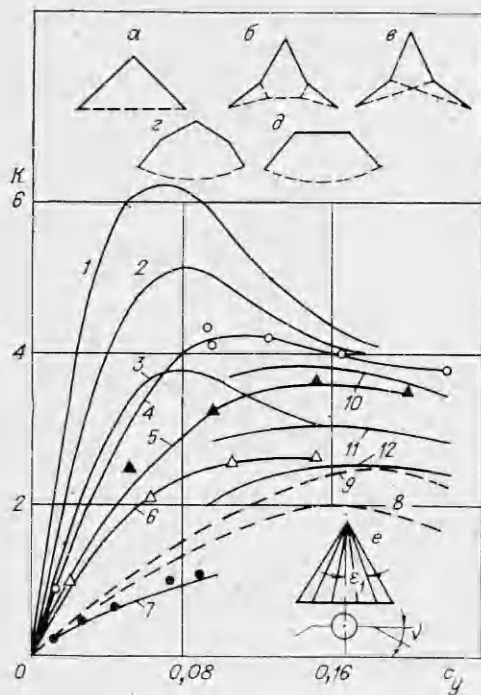


Рис. 1

Рис. 2

между консолями крыла, при системе скачков уплотнения, смещающихся наружу (рис. 1, г, д).

Для измерения аэродинамических характеристик крыльев с изломом испытывались четыре модели, представляющие комбинацию тонкого центрального конуса ($\theta = 7^\circ$) и двух жестко закрепленных на нем треугольных крыльев с центральной хордой $c = 0,094$ м (рис. 1). Передние кромки крыльев с подветренной стороны имели клиновидный скос в 15° для получения присоединенных к острым кромкам скачков. Каждое крыло выполнено с коническим изломом, угол между линией излома и осью модели ε_1 составлял 15° . В плоскости, нормальной к передней кромке крыла, заданы углы излома крыльев $\nu = 0, 20, 30$ и 79° (модели 1—4 соответственно). Плоское треугольное крыло с $\nu = 0$ имеет угол стреловидности $\chi = 61^\circ$, а все последующие крылья образованы из первого изменением угла ν . Исследования проводились при параметрах набегающего потока: $M = 5,96$, $Re_c = 2,3 \cdot 10^6$, $\alpha = -1 - + 15^\circ$. Среднеквадратичная ошибка

$$|\sigma_{c_n}| = 3 - 5\%, \quad |\sigma_{c_\tau}| = 4 - 6\%, \quad |\sigma_{c_\pi}| = 0,7 - 0,8\%$$

где c_n , c_τ и c_π — коэффициенты нормальной, тангенциальной силы и центра давления.

При расчете аэродинамических коэффициентов за характерную площадь принималась площадь в плане для крыла с $\nu = 0$. В зависимости от формы модели крыла с изломом коэффициент аэродинамического сопротивления имеет минимальное значение в диапазоне углов атаки $\alpha = 3 - 8^\circ$. Зависимости $c_y = f(\alpha)$ в исследованном диапазоне углов атаки близки к линейным. При $\alpha \geq 10^\circ$ увеличение ν вызывает снижение c_y . Величина максимального аэродинамического качества для плоского треугольного крыла достигается при $\alpha \approx 8 - 9^\circ$, причем по мере возрастания ν значение K_{\max} смещается в сторону больших углов атаки.

На рис. 1 приведены результаты обработки экспериментальных данных для Λ -крыльев с углом раскрытия Λ (1—3 — $\Lambda = 150, 160, 170^\circ$), моделей треугольных крыльев с коническим изломом (4—7 — $\nu = 0, 20, 30, 79^\circ$), компоновочных схем с отрицательной (8 — $\Lambda = 120^\circ$) и положительной (9 — $\Lambda = 120^\circ$) V-образностью [11].

При одинаковом коэффициенте подъемной силы значение $K = f(c_y)$ треугольных крыльев с коническим изломом уменьшается при увеличе-

нии ν , тогда как у Λ -крыльев аэродинамическое качество возрастает по мере уменьшения Λ . Исследование влияния на аэродинамическое качество расположения Λ -крыла на конусе [11] показывает, что для компоновок с отрицательной Λ -образностью $K = f(c_y)$ больше, чем при положительной V-образности, а также превышает качество конуса без крыльев. Известно, что у аппаратов с верхним расположением крыльев за счет полезной интерференции K_{\max} реализуется при меньших углах атаки, чем у аппаратов с нижним расположением крыльев. Для крыла с коническим изломом большие углы способствуют организации интенсивной ударной волны у передней кромки, при этом увеличивается сопротивление аппарата и снижается аэродинамическое качество.

3. **Пирамидальные тела с крыльями.** Рассмотрим гиперзвуковое обтекание пирамидального несущего тела, имеющего пять граней (рис. 2). Подветренная поверхность крыла образована двумя пересекающимися гранями, наветренная — тремя: центральной и двумя боковыми. Поперечное сечение крыла выполнено в виде вогнутого пятиугольника. Крыло симметрично относительно плоскости $z_1 = 0$ и имеет длину, равную l . Параметры, характеризующие геометрию крыла, следующие: ψ — полуугол раскрытия крыла ($\psi = \Lambda/2$), δ — угол между осью Ox_1 и линией пересечения боковых граней наветренной поверхности крыла, s — полуразмах крыла, θ — угол между осью Ox_1 и центральной гранью наветренной поверхности в плоскости симметрии. При $\theta = \delta$ центральная грань обращается в линию и тело принимает форму Λ -крыла. При $\theta = \theta_0$, где θ_0 — угол между плоскостью передних кромок и осью Ox_1 , тело принимает форму трехгранной пирамиды с плоской наветренной поверхностью. Угол атаки α отсчитывается от оси Ox_1 . Обтекание рассматривается в связанной системе координат $Ox_1y_1z_1$. Чтобы найти распределение давления по поверхности тела при гиперзвуковой скорости потока, можно использовать формулу Ньютона. За характерную площадь при вычислении коэффициентов принята площадь крыла в плане $S_{\Pi} = sl$. Формулы для коэффициентов тангенциальной и нормальной сил имеют вид

$$c_{\tau} = \left[2 \frac{\cos^2 \alpha \sin^2 \psi (\operatorname{tg}^2 \delta + \operatorname{tg}^2 \alpha) + \sin 2\alpha \operatorname{tg} \delta \sin^2 \psi}{1 + \operatorname{tg}^2 \delta \sin^2 \psi} \operatorname{tg} \delta + \frac{c_f}{\sin \psi \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \delta \sin^2 \psi}} \right] \left[1 - \frac{l}{s} \operatorname{tg} \psi (\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta) \right] + 2 \frac{l}{s} \sin^2 (\alpha + \theta) \operatorname{tg} \psi \operatorname{tg} \theta (\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta) + c_f \frac{l}{s} \cos \theta \operatorname{tg} \psi (\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta) + \frac{c_f}{\sin \psi},$$

$$c_n = 2 \frac{\cos^2 \alpha \sin^2 \psi (\operatorname{tg}^2 \delta + \operatorname{tg}^2 \alpha) + \sin 2\alpha \operatorname{tg} \delta \sin^2 \psi}{1 + \operatorname{tg}^2 \delta \sin^2 \psi} \times \times \left[1 - \frac{l}{s} \operatorname{tg} \psi (\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta) \right] + 2 \frac{l}{s} \operatorname{tg} \psi (\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta) \sin^2 (\alpha + \theta) - \sin^2 \alpha \sin^2 \psi.$$

В формуле для определения коэффициента нормальной силы последний член $\sin^2 \alpha \sin^2 \psi$ учитывает нормальную силу, создаваемую гранями S_4 и S_5 . Коэффициент трения c_f принимался равным 0,001.

По полученным формулам произведен расчет аэродинамических характеристик для тел с параметрами $l/s = 3,06$, $\Lambda = 70^\circ$, $\delta = 12^\circ$ (рис. 2, а). Отношения r/h (r — расстояние от оси модели до центральной грани наветренной поверхности в донном сечении, h — расстояние от оси модели до линии, соединяющей передние кромки в донном сечении) выбраны следующими: 1; 0,75; 0,5; 0,25; 0, что соответствует $\theta_1 = 19^\circ$, $\theta_2 = 17^\circ$, $\theta_3 = 16^\circ$, $\theta_4 = 14^\circ$, $\theta = \delta = 12^\circ$ (модели 1—5).

Для измерения суммарных аэродинамических характеристик Λ -крыльев с коническим изломом наветренных поверхностей изготовлены пять моделей, основные геометрические параметры которых повторяли конфигурацию Λ -крыльев, рассмотренных выше. Конструктивно модели выполнены в виде Λ -крыла, имеющего острые передние кромки, с пара-

метрами $l = 150$ мм, $s = 49$ мм, $\Lambda = 70^\circ$, $\delta = 12^\circ$ и четырех съемных вкладышей, которые крепились на наветренной поверхности. Отсчет угла атаки производился от линии пересечения подветренных плоскостей (рис. 2, а). При расчете аэродинамических коэффициентов за характерную принималась площадь крыла в плане. Испытания выполнялись при $M = 3$ и $Re_l = 3 \cdot 10^6$. Относительная среднеквадратичная погрешность измерений

$$\bar{\sigma}_{c_x} = \pm 5\%, \quad \bar{\sigma}_{c_y, m_z} = \pm 3\%.$$

Результаты опытов показали, что зависимость c_y от угла атаки близка к линейной и с увеличением отношения r/h коэффициент подъемной силы при постоянном угле атаки монотонно возрастает. Модель, имеющая форму трехгранной пирамиды ($r/h = 1$), обладает большим сопротивлением, чем Λ -крыло.

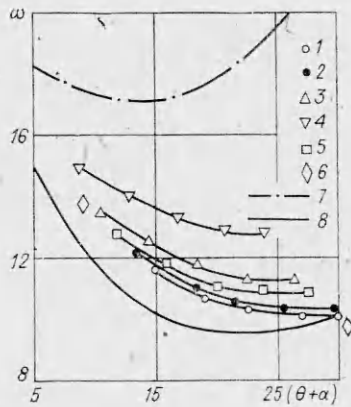
По результатам измерения сил рассчитано аэродинамическое качество (рис. 2, б, точки 1—5 отвечают моделям 1—5). Более интенсивный рост сопротивления по сравнению с подъемной силой при переходе от Λ -крыла к трехгранной пирамиде приводит к уменьшению аэродинамического качества. Максимальным аэродинамическим качеством при $c_y = \text{const}$ обладает Λ -крыло, однако до $r/h = 0,4$ оно изменяется незначительно. Следовательно, при малой потере качества можно увеличить полезный объем Λ -крыла, сделав дополнительное заполнение вблизи линии пересечения наветренных поверхностей.

Аэродинамические величины, определенные экспериментально при $M = 3$ (рис. 2, б), существенно отличаются от рассчитанных по теории Ньютона (рис. 2, а). Вместе с тем характер зависимостей c_x , c_y , $K = f(\alpha)$ подобен. Это дает возможность с помощью теории Ньютона установить качественные связи между аэродинамическими характеристиками и геометрическими параметрами исследованных тел и при умеренных сверхзвуковых скоростях. В обоих случаях заполнение внутреннего объема Λ -крыла сопровождается повышением c_x и c_y и снижением аэродинамического качества, которое достигает максимума при $\alpha < 0$.

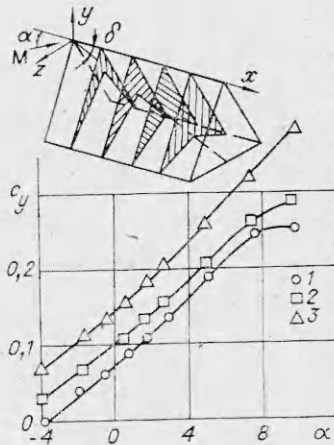
Зависимости момента тангажа m_z от α для всех моделей оказались близки к линейным в исследованном диапазоне углов атаки. Увеличение отношения r/h практически не изменяет статической устойчивости m_z^α . В то же время балансировочный угол ($m_z = 0$) смещается в сторону меньших α при переходе от Λ -крыла к трехгранной пирамиде.

В процессе экспериментальных исследований Λ -крыльев с коническим изломом наветренных поверхностей при $M = 3$ получены фотографии обтекания с помощью прибора ИАБ-451. На них видна ударная волна, присоединенная к носу модели, являющаяся проекцией волны, криволинейной в плоскости, нормальной к набегающему потоку. Данные о спектрах обтекания позволили определить отход ударной волны от наветренной поверхности в плоскости симметрии крыла. На рис. 3 представлена зависимость угла ω между ударной волной и наветренной поверхностью в плоскости симметрии крыла от угла $(\theta + \alpha)$ между направлением набегающего потока и наветренной поверхностью в плоскости симметрии. На графике кроме экспериментальных данных для пяти моделей нанесены также и точки для треугольного крыла с полууглом при вершине 20° [12] и расчетные кривые для клина и для конуса с углами полураствора, равными $(\theta + \alpha)$ (1—5 — модели 1—5 соответственно, 6 — треугольное крыло [12], 7 — клин, 8 — конус). Треугольное крыло [12] расположено в потоке аналогично наветренной грани трехгранной пирамиды (модели 1). Для всех моделей ударная волна приближается к крылу при увеличении α и в исследованном диапазоне углов атаки минимум кривой $\omega = f(\theta + \alpha)$ не достигается.

4. Линейчатые Λ -тела. Экспериментально исследовано обтекание моделей, наветренная сторона которых образована прямыми, соединяющими Λ -образную переднюю кромку с плоской задней кромкой (рис. 4), в плане



Р и с. 3



Р и с. 4

и в боковой проекции модели имели вид прямоугольников, а поперечные сечения образовывались утолщающимися Λ -телами, переходящими в донном срезе в треугольник. Рассматривались аэродинамические характеристики вогнутых поверхностей, которые могут использоваться в конфигурациях летательных аппаратов, с различными полезными объемами, а также с воздухозаборниками. Испытывались три модели с величинами углов между передними кромками $\Lambda = 120, 90$ и 60° при $M = 2, 3, 4$ и $Re_l = (3,6-7,3) \cdot 10^6$ в диапазоне $\alpha = -4 \dots +12^\circ$. Передние кромки располагались по нормали к внешнему ребру (линии пересечения подветренных плоскостей), от которой производился отсчет угла атаки. Прямая, соединяющая наветренные поверхности (аналог прямой, соединяющей наветренные плоскости обычного Λ -крыла, от которой отсчитывается угол атаки), составляла с внешним ребром угол, равный $\delta = 12, 15$ и 20° для моделей 1-3, размах которых 0,112; 0,085; 0,0643 м соответственно. Модели имели постоянную площадь миделя $S = 0,0018 \text{ м}^2$ и длину $l = 0,15 \text{ м}$ и устанавливались на донной державке диаметром 0,01 м. Угол атаки отсчитывался от линии пересечения подветренных плоскостей, которые при $\alpha = 0$ располагались по линиям тока невозмущенного потока. При расчете аэродинамических коэффициентов в качестве характерной принималась площадь в плане $S_{\text{п}}$.

В исследованном диапазоне углов атаки для всех моделей сопротивление и подъемная сила монотонно возрастают, за исключением $\alpha > 6^\circ$, где для моделей 1 и 2 наблюдался максимум c_y (см. рис. 4, $M = 4$). Минимальное сопротивление испытанные модели имеют при больших по абсолютной величине отрицательных углах атаки, чем получены в экспериментах ($\alpha \approx -5 \dots -8^\circ$). Отметим, что при испытаниях тонких Λ -крыльев [7], у которых угол атаки отсчитывался от линии сопряжения наветренных плоскостей, минимальное сопротивление и значение $c_y = 0$ достигались вблизи $\alpha \approx 4^\circ$ вследствие определенной технологической толщины моделей. Если в данном случае угол атаки отсчитывать от линии сопряжения наветренных поверхностей, то значения $c_{x \text{ min}}$ будут соответствовать $\alpha \approx 7-12^\circ$.

Уменьшение угла Λ приводит к повышению c_x и c_y , однако K_{max} снижается. Отметим, что эти данные соответствуют результатам испытаний Λ -крыльев [7], где величина аэродинамического качества также снижалась при переходе от $\Lambda = 150^\circ$ к $\Lambda = 120^\circ$. Максимальное аэродинамическое качество линейчатых Λ -тел реализуется при $\alpha = 2-5^\circ$ (рис. 5, а, $M = 4$). Уменьшение угла раскрытия перемещает положение максимума $K = f(\alpha)$ в сторону больших α для $M = 2$, мало влияет при $M = 3$, а для $M = 4$ K_{max} переходит к меньшим α . Для несущих тел представляет интерес сравнение величин аэродинамического качества при постоянном

значении c_y . При $c_y = \text{const}$ значение K повышается по мере увеличения угла раскрытия (см. рис. 1, $M = 4$, модели линейчатых Λ -тел 1—3, обозначения 10—12 соответственно). Из результатов экспериментов видно, что изменение M от 2 до 4 приводит к возрастанию качества.

Рассмотрим зависимости момента тангажа m_z от угла атаки (рис. 5, 6, $M = 4$). В диапазоне $\alpha = -4 \dots +3^\circ$ модели имеют отрицательную производную $\partial m_z / \partial \alpha$ и, следовательно, устойчивы относительно некоторого положения, определяемого из условия $m_z = 0$. При $M = 2$ по мере увеличения Λ восстанавливающий момент по абсолютному значению растет, однако диапазон устойчивого обтекания уменьшается, и если модель 3 устойчива до $\alpha = 7^\circ$, то модель 1 только до 3° . Для $M = 4$ наблюдается изменение влияния M на величину момента: абсолютное значение m_z возрастает при уменьшении угла раскрытия Λ . В то же время переход M от 2 к 4 расширяет диапазон устойчивого обтекания до $\alpha = 7^\circ$.

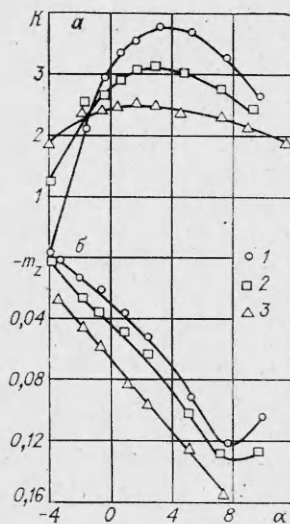
Для всех моделей коэффициент центра давления c_d снижается по мере уменьшения Λ , но для $M = 2$ c_d ($\alpha = 2^\circ$) снижается от 0,4 до 0,24, а для $M = 4$ — от 0,45 до 0,43. В диапазоне устойчивого обтекания моделей увеличение α сначала повышает c_d , а затем понижает.

В процессе экспериментов производилось фотографирование картины обтекания шпирен-методом. На снимках над моделью расположены проекции скачков уплотнения, вид которых определяется системами взаимодействующих скачков от передних кромок, а также формой наветренной поверхности. Поскольку поток при обтекании линейчатых Λ -тел неконический, то в отличие от методики расфигурки обтекания Λ -крыльев, где след скачка в области течения, ограниченной характеристиками за задней кромкой, точно соответствовал течению внутри Λ -крыльев, проекции скачка над крылом не будут прямыми линиями.

Для модели 1 при $M = 2$ над моделью наблюдается мало искривленная линия, которая представляет собой проекцию регулярного взаимодействия скачков от передней кромки. При $M = 4$ по следу над моделью видно, что внутри Λ -тел эта линия близка к прямой. Проекция скачка для моделей 2 и 3 представляет полосу с четкой передней границей. Анализ систем скачков для Λ -крыльев [7] показал, что в случае полосы возможны схемы обтекания с маховской системой волн и криволинейной отошедшей волной.

Рассматривая фотографии обтекания, можно отметить, что по мере уменьшения угла полураствора (переход от модели 1 к модели 3) скачок над моделью увеличивает кривизну и для модели 3 при $M = 2$ реализуется ударная волна, присоединенная к боковым частям передней кромки, но отошедшая от кромки в области линии сопряжения внутренних поверхностей. В большинстве случаев зависимости $\omega = f(\alpha)$ (угол ω образован прямой, соединяющей точку пересечения передних кромок модели с точкой пересечения проекции скачка с верхней кромкой модели) близки к линейным и в исследованном диапазоне α значения ω сохранялись постоянными, только для моделей 2 (при $M = 2$) и 3 (при $M = 4$) увеличивались. Отметим, что в опытах с Λ -крыльями [7] для больших углов раскрытия ($\Lambda > 140^\circ$) рост α до 20° незначительно приближает присоединенную к кромке волну к оси, а при последующем возрастании α отход волны сохранялся примерно постоянным. В то же время при $\Lambda < 140^\circ$ наблюдалось некоторое увеличение отхода волны для $\alpha > 20^\circ$.

В результате экспериментальных исследований нескольких несущих конфигураций с треугольной формой в плане, имеющих вогнутость с наветренной стороны, определены их аэродинамические характеристики.



Р и с. 5

Показано, что у треугольных крыльев с коническим изломом величина аэродинамического качества снижается при уменьшении угла раскрытия. Для пирамидальных тел с крыльями переход от Δ -крыла к трехгранной пирамиде приводит к снижению аэродинамического качества, однако при незначительной потере качества можно увеличить полезный объем Δ -крыла, сделав дополнительное заполнение вблизи линии пересечения наветренных поверхностей. В случае линейчатых Δ -тел уменьшение угла Δ сопровождается снижением аэродинамического качества, а переход M от 2 к 4 вызывает рост качества.

ЛИТЕРАТУРА

1. Майкапар Г. И. О волновом сопротивлении неосесимметричных тел в сверхзвуковом потоке // ПММ.— 1959.— Т. 23, вып. 2.
2. Келдыш В. В. Точные решения для несущих систем с одним и двумя плоскими скачками уплотнения // Инж. журн.— 1961.— Т. 1, № 3.
3. Nonweiler T. Aerodynamic problems of manned space vehicles // J. Roy. Aeron. Soc.— 1959.— V. 63.— P. 521.
4. Chernyi G. G., Gonor A. L. The determination of body shapes of minimum drag using the Newton and the Busemann pressure laws: Paper pres. at the sympos. on extremal problems in aerodynamics, Seattle, Washington, 1962.
5. Гонор А. Л., Швец А. И. Исследование распределения давления на некоторых звездообразных телах при числе $M = 4$ // ПМТФ.— 1965.— № 6.
6. Гонор А. Л., Казаков М. Н. и др. Аэродинамические характеристики звездообразных тел при сверхзвуковых скоростях // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1971.— № 1.
7. Гонор А. Л., Казаков М. Н., Швец А. И. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания V-образных крыльев // Науч. тр. Ин-та механики МГУ.— 1970.— № 1.
8. Кравец В. В., Трифонова Н. В., Швец А. И. Обтекание V-образных крыльев дозвуковым потоком // ПМТФ.— 1975.— № 4.
9. Гонор А. Л., Кравец В. В., Швец А. И. Влияние конического излома треугольных крыльев на аэродинамические характеристики // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1976.— № 6.
10. Швец А. И. Обтекание Δ -крыльев с изломом передней кромки // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1985.— № 1.
11. Реджиори А. Подъемная сила и лобовое сопротивление конуса с крыльями в гиперзвуковом потоке // РТК.— 1971.— Т. 9, № 4.
12. Фалунин М. П., Ульянов Г. С. Треугольное крыло в сверхзвуковом потоке // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1967.— № 6.

Поступила 28/II 1986 г.

УДК 532.51

ДВА СПОНТАННО МЕНЯЮЩИХСЯ РЕЖИМА ТЕЧЕНИЯ ВИХРЯ НАД ПЛОСКОСТЬЮ

С. Ю. Спотарь, В. И. Терехов

(Новосибирск)

В [1] теоретически показано, что для сильно закрученной струи при одном и том же числе Рейнольдса возможны два устойчивых режима течения, переходящих друг в друга при внешнем возмущении. В литературе описано наблюдаемое в опыте явление гистерезиса течения в вихревой камере [2], однако информация о профилях скорости для таких режимов вихревых течений нами не обнаружена.

В данном сообщении представлены экспериментальные профили скорости двух состояний вихревого течения, полученных в ходе изучения взаимодействия закрученной струи с плоскостью.

Генератором закрутки (рис. 1) являлась недиафрагмированная вихревая камера диаметром $D = 50$ мм и высотой $H = 80$ мм. Основной вихреобразующий поток воздуха по штуцеру $d_1 = 8$ мм поступал в улиточный завихритель, расположенный в верхней части камеры. Кроме того, в крышке камеры располагался штуцер отсоса $d_2 = 10$ мм для интенсифи-