

4. Луцет М. О. О течении релаксирующего газа вблизи твердой поверхности.— ПМТФ, 1973, № 4, с. 33—39.
5. Кузнецов В. М., Селиверстов С. Н. К обтеканию пластинки вязким потоком неравновесного газа.— «Изв. АН СССР. МЖГ», 1967, № 1, с. 14.
6. Конохов В. К., Прохоров А. М. О возможности создания адсорбционного газодинамического квантового генератора.— «Письма в ЖЭТФ», 1971, т. 13, вып. 4, с. 216—218.
7. Кузнецов В. М. Об инверсии населенностей уровней молекул в задачах релаксационной газовой динамики.— В кн.: Численные методы механики сплошной среды. Новосибирск, изд. ВЦ СО АН СССР, 1973, т. 4, № 3, с. 95—101.
8. Коган М. Н. Динамика разреженного газа. М., «Наука», 1967, с. 192.
9. Кузнецов В. М. К теории коэффициента объемной вязкости.— «Изв. АН СССР. МЖГ», 1967, № 6, с. 89—93.
10. Кузнецов М. М. Об аналитическом решении уравнения Больцмана в кнудсеновском слое.— ПМТФ, 1971, № 4, с. 136—139.
11. Loyalka S. K. Approximate method in the kinetic theory.— «Phys. Fluids», 1971, vol. 14, N 11, p. 2291—2294.
12. Жигулев В. Н. Уравнения движения неравновесной среды с учетом излучения.— «Ижж. журн.», 1964, т. 4, вып. 2, с. 231—241.
13. Я де Бур. Динамический характер адсорбции. М., ИЛ, 1962.
14. Knudsen M. Die molekulare Wärmeleitung der Gase und der Akkommodationskoeffizient.— «Ann. Phys.», 1911, Bd. 34, N 4, S. 593—656.
15. Шааф С. А. Динамика разреженных газов.— В кн.: Современные проблемы газовой динамики. М., «Мир», 1971, с. 243—267.
16. Monsler M. J., Greenberg R. A. The effects of boundary layers on the gain of a gasdynamic laser.— «AIAA Paper», 1971, N 24.

УДК 533.6.011.5

ОБТЕКАНИЕ V-КРЫЛЬЕВ ДОЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

В. В. Кравец, Н. В. Трифонова, А. И. Швец

(Москва, Днепропетровск)

В связи с проблемой создания гиперзвуковых самолетов в последние годы возник значительный интерес к изучению обтекания крыльев при больших сверхзвуковых скоростях. Исследования проводятся в двух основных направлениях: изучается гиперзвуковое обтекание крыльев традиционной формы и ведется поиск новых компоновок, обладающих оптимальными аэродинамическими характеристиками. К последнему направлению относятся многочисленные исследования по аэродинамике [1, 2], теплообмену [3] и устойчивости V-крыльев при сверх- и гиперзвуковых скоростях.

До выхода на сверхзвуковой режим полета летательный аппарат должен преодолеть диапазон дозвуковых скоростей. В этой связи представляет интерес обтекание V-крыльев при числах $M < 1$. Дозвуковому обтеканию подобных конфигураций посвящено мало исследований, причем основное внимание было направлено на изучение обтекания компоновок самолетов с V-образными крыльями или киями. Результаты аналитических и численных расчетов с учетом интерференции нестационарных аэродинамических сил, действующих на V-образное и многокилевое оперение в комбинации с фюзеляжем, приведены в работах [4, 5]. Экспериментальное исследование V-крыльев по влиянию угла раскрытия крыльев на аэродинамические характеристики модели самолета содержится в работах [6, 7].

Изучение распределения давления при обтекании V-крыльев проводилось с помощью сборной конструкции, позволяющей вращать одну половину крыла относительно другой, изменяя угол раскрытия γ от 0 до 180°. Съемные крылья были выполнены в виде плоских треугольных

пластин с заостренными снаружи передними кромками (угол скоса 15°). Испытывалась модель крыла с углом стреловидности 55° или углом при вершине $\beta=35^\circ$ (размах полукрыла 125 мм).

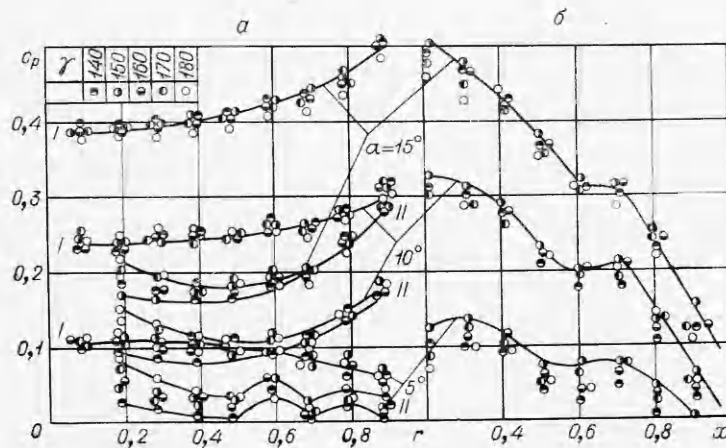
Внутренние поверхности крыльев дренировались в нескольких сечениях, нормальных к оси, и в нескольких конических сечениях. Если обозначить расстояние от оси модели до дренажной точки в данном сечении через r_1 , а расстояние в этом же сечении от оси до кромки крыла через R , то фиксированное значение $r=r_1/R$ будет соответствовать точкам, лежащим на одной прямой, проходящей через вершину модели. Точкам, лежащим в одном сечении, нормальном к оси, будет соответствовать значение $x=x_1/L$.

Для изучения течения между крыльями за моделью устанавливалась гребенка полных давлений. Трубки располагались в плоскости симметрии крыльев на расстоянии 20 мм от заднего среза крыльев.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе сечением 600×600 мм при числах Маха $M=0,4; 0,6; 0,8$. Числа Рейнольдса, относенные к размаху крыльев и определенные по параметрам набегающего потока, изменялись от $2,5 \cdot 10^6$ до $4 \cdot 10^6$. Давление на поверхности моделей и параметры потока в рабочей части установки измерялись с помощью приборов ГРМ-2. Относительная среднеквадратичная погрешность определения коэффициента давления в диапазоне чисел $M=0,4 \div 0,8$ составляла $7 \div 3\%$ соответственно.

Распределение давления в двух сечениях ($x=0,5$ — сечение I, $x=0,9$ — сечение II), нормальных к оси, представлено на фиг. 1, а ($M=0,8$; $c_p = \frac{p_i - p}{0,7M^2 p}$, где c_p — коэффициент давления; p_i — давление, измеренное на поверхности крыла; p , M — статическое давление и число Маха невозмущенного потока). При $M=0,8$ для угла атаки $\alpha=5^\circ$ давление по размаху крыла несколько повышается к оси, а при $\alpha=10$ и 15° убывает от кромки к оси. При $M=0,4$ и $0,6$ поведение кривых распределения давления по r аналогично. Из графиков распределения давления вдоль конических сечений видно, что при обтекании V-крыльев, как в случае обтекания треугольных крыльев и конусов, давление снижается вниз по потоку (фиг. 1, б, $M=0,6$ и $r=0,6$).

Рассмотрим изменение давления при последовательном сближении крыльев (фиг. 2, а, $M=0,8$ и $\alpha=15^\circ$). В сечении I, расположенном вблизи

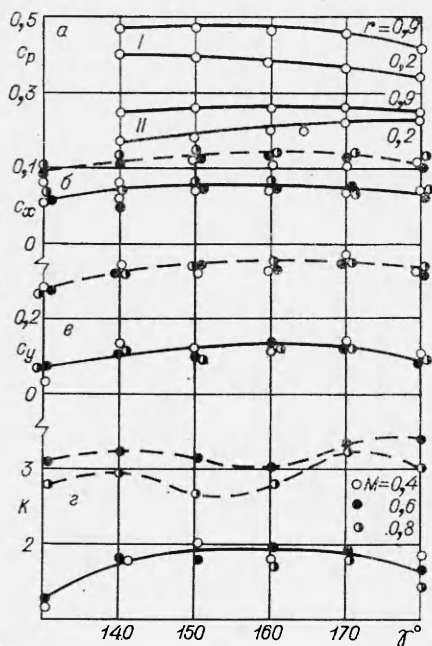


Фиг. 1

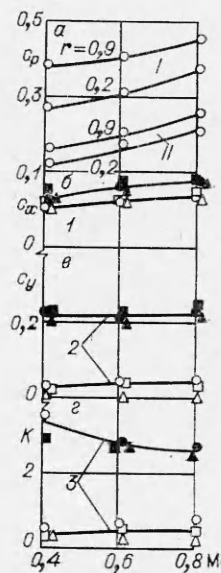
носика, сближение крыльев приводит к незначительному возрастанию давления как у основания ($r=0,2$), так и у кромки ($r=0,9$). В хвостовом сечении II по мере сближения крыльев давление вблизи кромки также повышается, однако вблизи оси наблюдается снижение величины c_p .

Представляет интерес определение влияния скорости набегающего потока на распределение давления. Как видно из фиг. 3, а ($\alpha=15^\circ$, $\gamma=160^\circ$), возрастание числа Маха от 0,4 до 0,8 сопровождается увеличением величины c_p по всей поверхности крыльев, что иллюстрируется кривыми изменения давления сечений I и II. Измерения полных давлений в плоскости симметрии крыльев, выполненные аналогично измерениям при сверхзвуковых скоростях [10], показывают, что для каждого числа Маха величина полного давления сохраняется постоянной независимо от угла раскрытия крыльев и угла атаки.

С целью определения аэродинамических характеристик V-крыльев проведены весовые испытания пяти моделей крыльев, выполненных в виде двух полуклиньев с углом стреловидности 70° ($\beta=20^\circ$). Углы раскрытия изменялись от 140 до 180° , а размеры ($L=155$ мм, $b=34$ мм, $\beta_1=28^\circ$, фиг. 4) у всех моделей сохранялись постоянными. Испытания



Фиг. 2



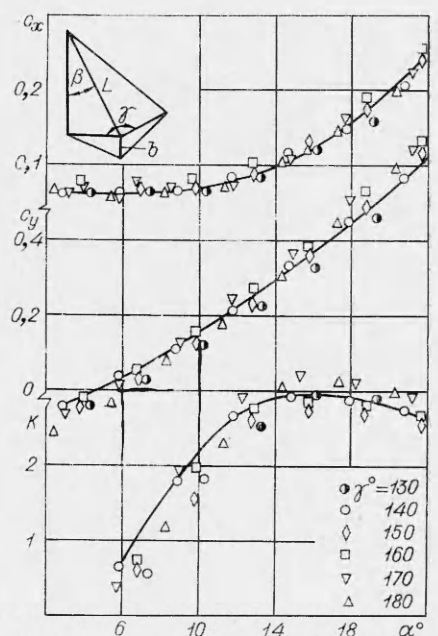
Фиг. 3

проводились на механических весах при числах $M=0,4; 0,6; 0,8$, относительная среднеквадратичная погрешность измерения аэродинамических коэффициентов c_x, c_y, m_z составляла $10 \div 5\%$ соответственно. При расчете аэродинамических характеристик в качестве характерной площади принималась площадь крыла в плане. На фиг. 4 ($M=0,8$) представлены значения коэффициентов сопротивления и подъемной силы, а также аэродинамическое качество испытанных моделей в зависимости от угла атаки. Как видно из данных испытаний, при числе $M=0,8$ сопротивление моделей до значения $\alpha=10^\circ$ сохраняется примерно постоянным, а затем возрастает. Во всем исследованном диапазоне углов атаки подъемная сила

увеличивается, причем нулевое значение c_y соответствует углу атаки $\alpha \approx 5^\circ$. Это связано с тем, что угол атаки отсчитывается от линии сопряжения внутренних плоскостей крыльев, а так как крылья имеют конечную толщину, то при $\alpha = 0$ внешние их поверхности образуют некоторый угол с направлением набегающего потока, что и вызывает отрицательную подъемную силу. Максимальное значение аэродинамического качества достигается при углах атаки $\alpha \approx 15^\circ$, что соответствует реальному значению угла атаки $\sim 10^\circ$.

Рассматривая зависимости c_x , c_y , $K = f(\gamma)$, можно отметить, что изменение угла раскрытия не оказывает существенного влияния на аэродинамические характеристики (фиг. 2, б, $\alpha = 9$ и 15° — сплошная кривая и штриховая соответственно). Значения аэродинамических характеристик при числах Маха, равных 0,4; 0,6; 0,8, представлены на фиг. 3, б ($\alpha = 6, 12^\circ$ — белые и черные значки; c_x , c_y , K обозначены 1—3 соответственно). Получено, что для всех углов раскрытия при углах атаки, больших $\alpha = 12^\circ$, рост скорости набегающего потока вызывает незначительное снижение аэродинамического качества.

В работе [2] установлено преимущество V-крыла при гипер- и сверхзвуковых скоростях полета в смысле аэродинамического качества перед эквивалентным треугольным крылом. Для применения подобной конфигурации на летательном аппарате необходимо определить, удовлетворяет ли V-крыло требованиям по подъемной силе и качеству при дозвуковых скоростях. Как показали результаты экспериментов, значения c_y и K мало зависят от угла раскрытия. Поэтому в диапазоне чисел $M = 0,4 \div 0,8$ эти характеристики V-крыла аналогичны соответствующим данным для плоского треугольного крыла. Следовательно, самолет с V-крылом, имея преимущество по качеству при гиперзвуковых скоростях, обладает также удовлетворительными аэродинамическими характеристиками при дозвуковом полете.



Фиг. 4

Поступила 4 XI 1974

ЛИТЕРАТУРА

1. Гонор А. Л., Швец А. И. Обтекание V-образных крыльев при числе $M=4$. — «Изв. АН СССР. МЖГ», 1967, № 6.
2. Гонор А. Л., Казаков М. Н., Швец А. И. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания V-образных крыльев. — «Труды Ин-та механики Моск. ун-та», 1970, № 1.
3. Давыдова Н. А. Аэродинамическое качество и тепловой поток к волнолету простой формы. — «Учен. зап. ЦАГИ», 1972, т. III, № 3.

4. *Laschka B.* Interfering lifting surfaces in subsonic flow. — «Zeitschr. fur Flugwissenschaften», 1970, N 9/10.
5. *Giesing J. P., Kalman T. P., Rodden W. P.* Subsonic unsteady aerodynamics for general configurations. N. Y., AIAA Paper, 1972, N 26.
6. *Ganzer U.* Experimentelle Ergebnisse zum Nonweiler-Wellenreiter im Unterschall-Transschall und Überschallbereich. — «Zeitschr. fur Flugwissenschaften», 1973, N 5.
7. *Henderson W. P.* Subsonic aerodynamic characteristics of a highly swept fixed-wing configuration with variation in wing-dihedral angle. Washington, 1971 (NASA THX-2261).

УДК 532.516

АВТОКОЛЕБАТЕЛЬНОЕ ТЕЧЕНИЕ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

О. А. Лихачев, В. Н. Штерн

(Новосибирск)

Автоколебания в вязкой жидкости существуют как промежуточный режим при переходе от параллельного ламинарного течения к турбулентному.

Представление о возникновении турбулентности как о последовательности сменяющих друг друга и все более усложняющихся ламинарных течений было развито Ландау [1]. Возбуждение новых степеней свободы при этом происходит вследствие потери устойчивости исходным, более простым режимом.

Периодические по однородным переменным автоколебания являются первым в этой последовательности режимом, сменяющим плоскопараллельный стационарный поток. Существование таких автоколебаний, как решений уравнений Навье — Стокса, ответвляющихся от стационарного решения, было доказано Юдовичем [2].

Ветвление происходит при числе Рейнольдса Re , соответствующих точкам нейтральной кривой по линейной теории устойчивости. Каждой такой точке отвечает определенный пространственный период и частота возникающих автоколебаний.

Исследование нелинейной устойчивости течения Пуазейля в плоском канале [3] показало, что при критическом числе Рейнольдса $Re_* = 5772$ (определяемом носиком нейтральной кривой) ответвляется автоколебательный режим, существующий при $Re < Re_*$. С другой стороны, энергетические оценки показывают [4], что при $Re < 50$ любое отклонение от плоскопараллельного режима будет со временем монотонно (по энергии) затухать, а экспериментальные данные свидетельствуют, что турбулентность реализуется лишь при $Re \geq 1000$. Таким образом, течение Пуазейля при малых числах Рейнольдса устойчиво к любым возмущениям сколь угодно большой начальной энергии (абсолютно устойчиво), при $Re > 5772$ неустойчиво по отношению к бесконечно малым возмущениям (абсолютно неустойчиво), метастабильно в определенном диапазоне чисел Рейнольдса ($1000 < Re < 5772$, т. е. устойчиво к возмущениям, энергия которых ниже пороговой, и неустойчиво к возмущениям с достаточно большой начальной энергией).

Автоколебания отвечают определенным конечным значениям энергии возмущений в области метастабильности параллельного течения и являются периодическими в среднем стационарными решениями уравнений Навье — Стокса. Но в этих условиях автоколебательные решения сами неустойчивы, и поэтому при достаточно больших возмущениях поток эволюционирует дальше, пока не устанавливается развитый турбулентный режим. Поскольку эта эволюция развертывается во времени, наблюдать ее экспериментально трудно.

В этом смысле от течения в канале выгодно отличается течение в пограничном слое, где переход к турбулентности развернут пространственно вниз по течению и можно последовательно проследить все этапы.

Опытные данные свидетельствуют [5], что при обтекании плоской пластинки течение Блазиуса сменяется вниз по потоку (при $Re > Re_*$ по линейной теории) автоколебательным режимом (волны Толлмина — Шлихтинга). Ампли-