

В заключение подчеркнем, что в данной работе не было отмечено систематических радиальных градиентов донного давления или существенного влияния проницаемости оболочек моделей на установившуюся величину p_d/p_∞ при отсутствии вдува (фиг. 2). Отличие давления на донной поверхности в точках с различными угловыми и радиальными координатами φ и r_2° в экспериментах со вдувом не превышало разброса данных, показанного на фиг. 3.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кассанго, Хойт. Результаты летных испытаний, показывающие влияние добавки массы за счет абляции на донное давление.— Ракетная техника и космонавтика, 1970, т. 8, № 9, с. 210–212.
2. Швец А. И., Швец И. Т. Газодинамика ближнего следа. Киев: Наук. думка, 1976, с. 195–196.
3. Захарченко В. Ф., Витушкин В. В. Влияние различных параметров на характеристики оболочек с проницаемой поверхностью.— Изв. вузов. Машиностроение, 1975, № 11, с. 23–27.
4. Чжен П. К. Отрывные течения, т. 3. М.: Мир, 1973, с. 22.
5. Кассанго. Результаты измерений донного давления на свободно летающих и подвешенных моделях при $M_\infty=4$.— Ракетная техника и космонавтика, 1968, т. 6, № 7, с. 239–242.
6. Кассанго, Расмуссен, Коутс. Установление зависимости для донного давления в свободном полете при числе Маха от 4 до 19.— Ракетная техника и космонавтика, 1969, т. 7, № 6, с. 193–196.
7. Балмер. Влияние на донное давление низких скоростей абляции теплозащитного экрана при летных испытаниях возвращаемого аппарата.— Ракетная техника и космонавтика, 1972, т. 10, № 12, с. 185–186.
8. Бэрт. Результаты летных испытаний по измерению донного давления острых 8° -ных конусов.— Ракетная техника и космонавтика, 1974, т. 12, № 4, с. 178–180.

Москва

Поступила в редакцию
14.XII.1981

УДК 533.6.011.5:533.695

МАКСИМАЛЬНОЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КОНИЧЕСКИХ КОМБИНАЦИЙ КРЫЛА И КОРПУСА ПРИ БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

ЛОБАНОВСКИЙ Ю. И.

Использование соотношений подобия позволяет в вязком газе при числе Маха набегающего потока $M_\infty \geq 4$ представить максимальное аэродинамическое качество K_{\max} и соответствующий коэффициент подъемной силы $C_{y, \text{opt}}$ комбинаций из плоского бесконечно тонкого треугольного крыла и конуса (симметричная конфигурация) или полуконуса, расположенного как на верхней, так и на нижней его поверхностях (асимметричные конфигурации), в виде функции двух переменных. В результате численного решения уравнений Эйлера построены области относительного преимущества в величине K_{\max} для исследованных конфигураций и рассмотрено влияние вязкости газа на форму этих областей.

1. Экспериментальные и теоретические исследования максимального аэродинамического качества конических комбинаций крыла и корпуса, которые являются идеализацией возможных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов, показывают, что при больших сверхзвуковых скоростях на различных режимах наибольшая величина K_{\max} достигается при различном взаимном положении крыла и корпуса [1–3].

Из соотношений подобия [5] следует, что в вязком газе при $M_\infty \geq 4$ для достаточно тонких конических конфигураций ($n = (M_\infty^2 - 1)^{1/2} \tan \delta \leq 1$, δ — полуугол раствора конуса) и при достаточно малых углах атаки, которые тем не менее включают режим K_{\max} , с точностью не менее 3% выполняются соотношения

$$M_\infty / K_{\max} = \Psi(\mu, m), \quad M_\infty (M_\infty^2 - 1)^{1/2} C_{y, \text{opt}} = l_{\text{opt}}(\mu, m) \\ \mu = (M_\infty^2 - 1)^{1/6} V^{2/3} / S, \quad m = (M_\infty^2 - 1)^{1/2} \tan \beta$$

Здесь V — объем конфигурации, S — площадь ее крыла, β — угол при вершине крыла.

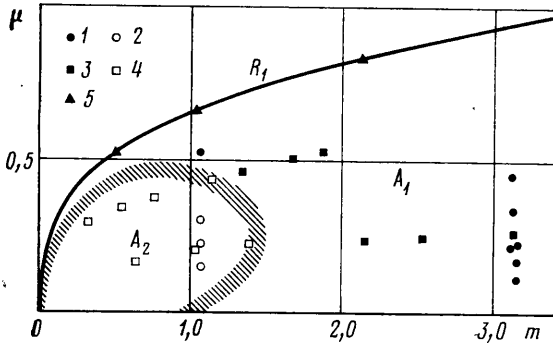
Приведенный коэффициент объема μ [5] является параметром подобия и в то же время сохраняет свойства коэффициента объема $\tau = V^{2/3} / S$, широко применяющегося при сравнении аэродинамики различных схем гиперзвуковых летательных аппаратов. Для исследуемых конфигураций между тремя параметрами μ , m , n существует

вует простая связь

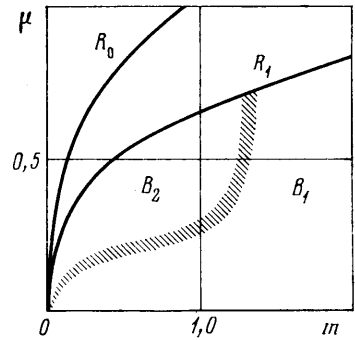
$$\mu = \left(\frac{\pi}{3 \cdot 2^j} \right)^{2/3} \frac{n^{4/3}}{m} \quad (1.1)$$

где $j=0$ для крыла с конусом, $j=1$ для крыла с полуконусом.

В результате численных расчетов [4] на плоскости μ, m построены области полезной интерференции (фиг. 1–4), показывающие, какие из рассмотренных конфигураций в той или иной части области изменения определяющих параметров имеют при равных объемах большее максимальное аэродинамическое качество. Границы, разделяющие эти области, определены с точностью $\sim 10\%$ и поэтому несколько размыты. Условие равенства углов при вершине крыла и полураствора конуса или



Фиг. 1



Фиг. 2

полуконуса ($m=n$) определяет границы областей существования решений на плоскости μ, m (см. (1.1)). Эти кривые, обозначенные соответственно R_0 для симметричной и R_1 для асимметричных конфигураций, также построены на фиг. 1–4. Области параметров, при которых существуют решения, находятся снизу от этих кривых. Ось $\mu=0$ соответствует изолированному крылу, а точка на ней $m=1$ – его звуковым передним краем.

На фиг. 1 рассматривается крыло с полуконусом на его верхней и нижней поверхностях. Максимальное качество крыла с полуконусом сверху превосходит K_{\max} перевернутой конфигурации в области, обозначенной A_1 . В области A_2 справедливо обратное утверждение. Максимальное аэродинамическое качество полуконуса с плоским низом всегда больше K_{\max} перевернутой конфигурации (кривая R_1). Точки, приведенные на фиг. 1, соответствуют результатам экспериментов, о которых будет сказано ниже.

Крыло с конусом и крыло с полуконусом на его нижней поверхности сравниваются на фиг. 2. Между кривыми R_0 и R_1 заключена область, в которой решения существуют только для симметричной конфигурации, вниз от кривой R_1 возможны решения для обеих рассматриваемых комбинаций крыла и корпуса. В области B_1 величина K_{\max} у симметричной конфигурации больше, чем у асимметричной, в области B_2 верно обратное утверждение. При $m < 0,4$ положение границы согласуется с результатами, полученными по теории тонкого тела [3]. Максимальное аэродинамическое качество крыла с конусом превосходит K_{\max} крыла с полуконусом на верхней поверхности в области C_1 и уступает ему в области C_2 (фиг. 3).

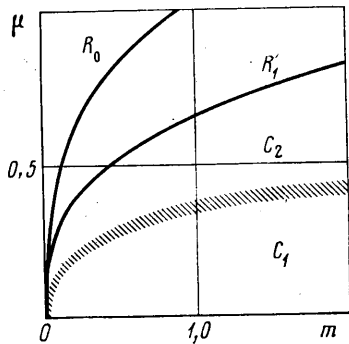
Суперпозиция рассмотренных выше областей изображена на фиг. 4. В области D_1 наибольшее максимальное аэродинамическое качество среди всех исследованных конфигураций имеет крыло с конусом, в области D_2 – крыло с полуконусом на его верхней и в области D_3 – крыло с полуконусом на нижней поверхности. В точке $\mu \approx 0,4$; $m \approx 1,2$ максимальное качество рассмотренных конфигураций одинаково.

Анализ результатов численных расчетов показывает, что величины подъемной силы l_{opt} обеих асимметричных конфигураций равны и несколько превосходят соответствующую величину симметричной конфигурации.

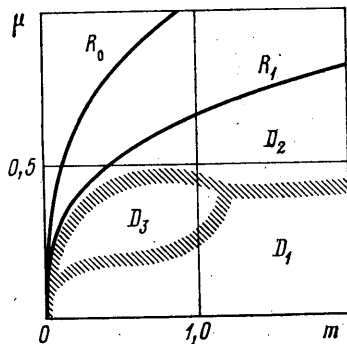
2. Чтобы использовать полученные результаты при исследовании аэродинамических характеристик рассматриваемых комбинаций крыла и корпуса с учетом вязкости, воспользуемся тем, что, основываясь на результатах линейной теории [6], полярю волнового сопротивления можно представить как квадратный трехчлен, коэффициенты которого выражаются через K_{\max} компоновки в прямом и перевернутом положении и $C_{y \text{ opt}}$. Численные расчеты даже для тел с сильной асимметрией и значительным объемом хорошо это подтверждают при рассматриваемых числах M_∞ и значениях C_y , не превосходящих существенно $C_{y \text{ opt}}$.

Сравнение расчетных и экспериментальных зависимостей коэффициента осевой силы, полученных для исследуемых конфигураций, показывает, что при числе Рейнольдса $Re \geq 10^6$ увеличение коэффициента сопротивления C_x за счет вязкости газа практически не зависит от угла атаки в интересующем нас диапазоне его изменения.

Из этих приближенных, но хорошо выполняющихся положений, можно вывести заключение о влиянии вязкости на форму областей полезной интерференции. Так как соответствующие значения подъемной силы C_y для обеих асимметричных конфигураций одинаковы и приращение C_x за счет вязкости у них равны, то граница, разделяющая области полезной интерференции A_1 и A_2 сохранит свое положение и в вязком газе. На фиг. 1 нанесены экспериментальные точки 1, 2 из работы [1] и 5 [2], экспериментальные данные, полученные В. В. Келдыш и автором (3, 4) при углах стреловидности передней кромки крыла $\chi=79^\circ$ и 70° , $\delta=8^\circ$, $M_\infty=2; 3; 4; 6; 7; 8,7; 9,7$. Точки 1, 3, 5 соответствуют большим значениям K_{\max} крыла с полуконусом на верхней поверхности, 2, 4 — меньшим по сравнению с перевернутой конфигурацией. Соответствие рассматриваемых расчетных и экспериментальных результатов в диапазоне $M_\infty=2-20$ хорошее.



Фиг. 3



Фиг. 4

Вследствие меньших значений $C_{y, \text{opt}}$ и обычно больших коэффициентов трения у симметричных конфигураций по сравнению с асимметричными области B_2 и C_2 на фиг. 2-3 при учете вязкости газа несколько расширятся за счет областей B_1 и C_1 , причем изменение положения границ будет зависеть от состояния пограничного слоя и числа Рейнольдса. Тем не менее фигуры 2-4 дают качественное представление об областях полезной интерференции для рассматриваемых конфигураций и в вязком газе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Fetterman D. E., Henderson A., Jr., Bertram M. H., Johnston P. J. Studies relating to the attainment of high lift-drag-ratios at hypersonic speeds.— NASA TN, 1965, ND-2956, 32 p.
2. Штейнберг Р. И. Аэродинамика полуконусов при сверхзвуковых скоростях.— Тр. ЦАГИ, 1978, вып. 1944, с. 1-23.
3. Bannink W. J., Reyn J. W. Lift and drag characteristics of a delta - wing - half - cone configurations with subsonic leading edges using slender-body theory.— AGARD Conf. Proc. № 71. Fluid Dynamics Panel Specialists meeting, Silver Springs, Md. Sept. 28-30 1970, Pap. 6. 11 p.
4. Лобановский Ю. И. Расчет обтекания сверхзвуковым потоком невязкого газа крылатых конических тел.— Уч. зап. ЦАГИ, 1980, т. 11, № 6, с. 58-65.
5. Лобановский Ю. И. Аэродинамические характеристики конфигураций, состоящих из полуконусов и плоских треугольных крыльев со сверхзвуковыми передними кромками.— Уч. зап. ЦАГИ, 1979, т. 10, № 5, с. 83-87.
6. Ferri A., Clarke J. H., Ting L. Favorable interference in lifting systems in supersonic flow.— J. Aeronaut. Sci., 1957, v. 24, № 11, p. 791-804.

Москва

Поступила в редакцию
23.X.1981

УДК 533.6.011.72

О ФОРМЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ, ДИФРАГИРУЮЩЕЙ НА ЗАКРУГЛЕННОМ УГЛЕ

ЛАГУТОВ Ю. П.

Экспериментально рассматривается дифракция ударных волн на закругленных углах. Выявляются некоторые особенности, вносимые закруглением вершины угла на профиль дифрагированной ударной волны. Определяется скорость пристеночной части дифрагированной ударной волны на плоском участке после скругления. Рассматривается нестационарное движение ударной волны по цилиндрической поверхности.