

УДК 533.6.011.55

© 2004 г. Н. А. БЛАГОВЕЩЕНСКИЙ, В. Н. ГУСЕВ, С. М. ЗАДОНСКИЙ

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ИНТЕГРИРОВАННОГО С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ, ПРИ БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Экспериментально исследованы аэродинамические характеристики и особенности обтекания интегральных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями, рассчитанных на крейсерский полет в пределах атмосферы. Объектом испытаний была схематизированная модель, спроектированная с учетом общих принципов интеграции аппаратов рассматриваемого класса. Испытания проведены в аэродинамической трубе больших сверхзвуковых скоростей в диапазонах чисел Маха $4 \leq M \leq 9$ и Рейнольдса $10^5 \leq Re_0 \leq 10^6$.

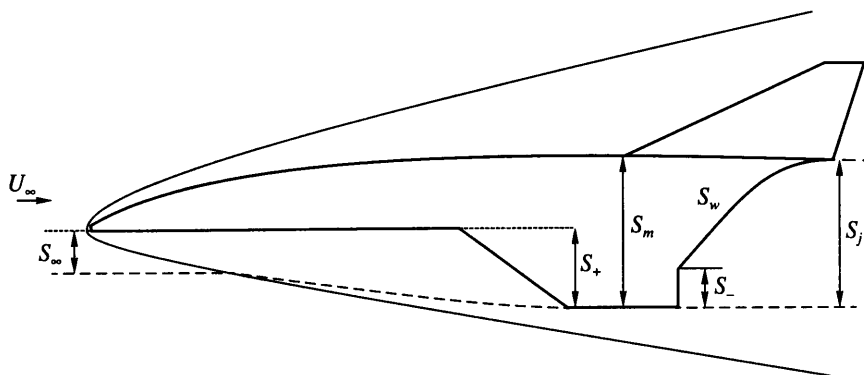
Выполнены весовые испытания, измерены распределения давления по поверхности, получены теневые фотографии. Дано сравнение полученных экспериментально данных с результатами расчетов невязких трехмерных течений. Рассмотрено влияние установки gondoly и профилирования внутреннего тракта. Дана оценка влияния поправок на течение в канале при отсутствии моделирования струи.

Ключевые слова: интегральная компоновка, высокоэнтропийный слой, гиперзвуковое правило площадей, воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборник, сопло, гиперзвуковая стабилизация.

Дальнейшее развитие воздушно-космической техники связано с созданием летательных аппаратов, крейсерский полет которых в атмосфере будет осуществляться с помощью прямоточных двигателей. Наличие на таком аппарате двигателя с воздухозаборником и соплом с большой степенью расширения накладывает ряд требований на компоновку аппарата, так как значительная часть его поверхности становится частью силовой установки. Кроме того, такая компоновка должна обеспечить требуемое максимальное аэродинамическое качество, которое может быть реализовано лишь при полете на малых углах атаки. Очевидно, что успех в создании таких летательных аппаратов будет зависеть от решения ряда фундаментальных проблем, связанных с особенностями их обтекания в условиях крейсерского полета в атмосфере.

1. Рассмотрим схематизированный летательный аппарат интегральной компоновки (фиг. 1). Он представляет собой тонкое затупленное тело с каналом произвольного поперечного сечения. При гиперзвуковых скоростях такой аппарат будет окружен высокоэнтропийным слоем, прошедшим через поверхность головной ударной волны, углы наклона которой не малы. При больших сверхзвуковых скоростях плотность газа в этом слое мала, что приводит к практическому исчезновению в нем и в примыкающем к нему пограничном слое инерционных сил.

В соответствии с этой особенностью обтекания общие принципы интеграции планера такого летательного аппарата с двигателем сформулированы в [1, 2]. При подводе энергии к газу, проходящему через тракт двигателя, площадь поперечного сечения трубки тока в истекающей струе S_j при расчетном истечении из сопла всегда больше площади поперечного сечения трубки тока на бесконечности S_∞ . Для исключения дополнительного волнового сопротивления необходимо, чтобы площадь входа в воздухозаборник $S_+ = S_\infty$, а площадь миделя летательного аппарата $S_m = S_j$. При расчетном



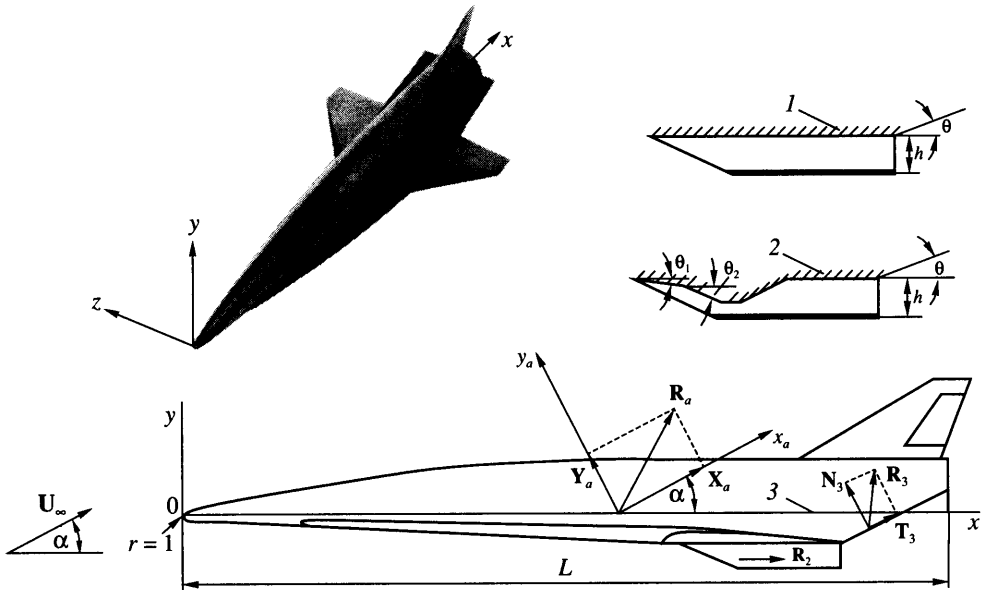
Фиг. 1. Схема обтекания схематизированного летательного аппарата интегральной компоновки

истечении из сопла тяга двигателя максимальна. При нерасчетном истечении газа из сопла потери тяги при $S_\infty = \text{const}$ могут быть частично компенсированы снижением волнового сопротивления летательного аппарата за счет уменьшения его площади мидела.

Требования к выбору закона изменения площадей поперечных сечений летательного аппарата интегральной компоновки различны. Например, для минимизации волнового сопротивления можно воспользоваться гиперзвуковым правилом площадей [3]. Согласно этому правилу, изменение площадей поперечных сечений аппарата должно совпадать с соответствующим законом для эквивалентного тела вращения минимального волнового сопротивления.

Для летательных аппаратов с подъемной силой требования к закону изменения площадей поперечных сечений другие. Например, при реализации максимального аэродинамического качества он включает условие $S_+ = S_\infty$. Но, так как аэродинамический способ создания подъемной силы с помощью несущих поверхностей более эффективен по сравнению с поворотом струи в сопле [1], для реализации максимального аэродинамического качества нижняя наветренная поверхность аппарата должна быть плоской.

Экспериментальная модель была спроектирована в соответствии с этими требованиями. Для нее закон распределения поперечных сечений близок к соответствующему распределению для степенного тела вращения минимального волнового сопротивления, а наветренная нижняя поверхность модели до входа в воздухозаборник плоская. Модель представляла собой общепринятую аэродинамическую компоновку летательного аппарата. Общий вид и основные линейные размеры модели, отнесенные к радиусу сферического затупления фюзеляжа r , даны на фиг. 2. Длина фюзеляжа модели $L = 196$, расстояние от носка фюзеляжа до gondолы и до сопла равнялись 125 и 168. Плоская нижняя носовая часть поверхности модели, образованная единой поверхностью фюзеляжа и крыла, служила поверхностью сжатия потока перед входом в gondолу двигателя и была закинута относительно плоскости строительной горизонтали фюзеляжа на угол 3° . Внутренний тракт gondолы моделировался каналом постоянного поперечного сечения либо каналом с двухступенчатым воздухозаборником, углы наклона клиньев торможения которого составляли $\Theta_1 = 7.5^\circ$ и $\Theta_2 = 15^\circ$. Высота канала $h = 6.6$. Для формирования равномерного течения перед gondолой и за ней в носовой и кормовой частях модель имела наплывы. Ширины gondолы и сопла равнялись $b = 32.8$. Угол наклона кормовой поверхности относительно строительной горизонтали фюзеляжа составлял $\Theta = 23.8^\circ$. Модель имела затупленные по радиусу



Фиг. 2. Общий вид и основные линейные размеры модели летательного аппарата интегральной схемы: 1 – канал гондолы постоянного сечения, 2 – профилированный канал гондолы, 3 – строительная горизонталь фюзеляжа

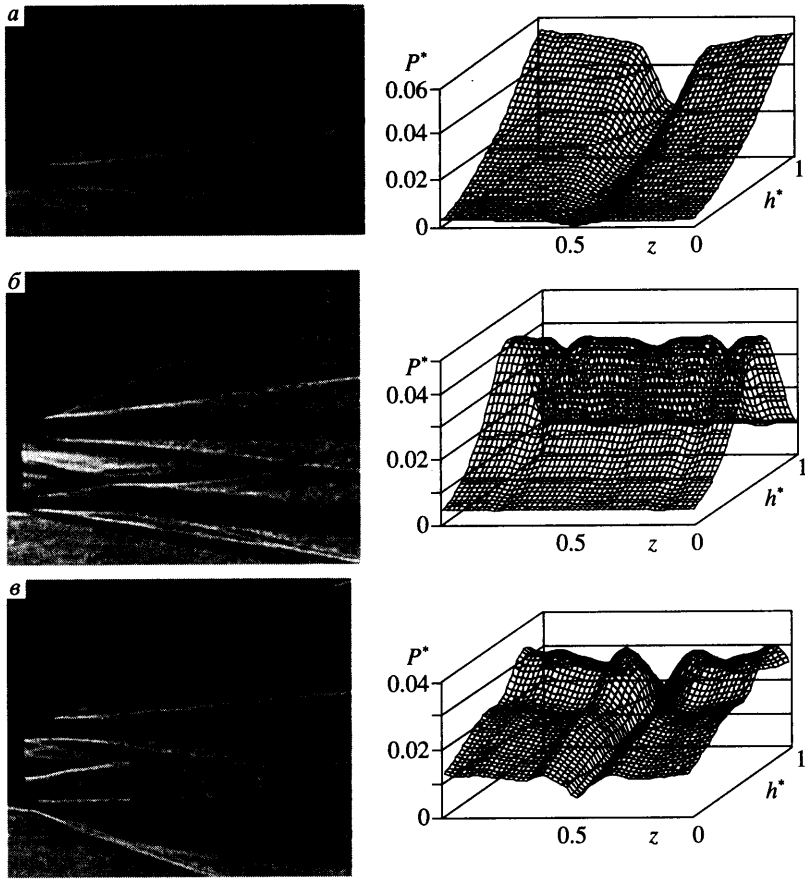
трапециевидное крыло (стреловидность передней кромки крыла $\chi = 55^\circ$, удлинение $\lambda = 1.9$) и вертикальное оперение.

Программой экспериментальных исследований предусматривались следующие виды испытаний: измерения распределения давления по нижней поверхности модели; измерения полей течения в окрестности кормовой части фюзеляжа микронасадком полного напора с тремя степенями свободы по осям x, y, z ; весовые испытания; фотографирование модели в потоке теньевым методом. Испытания моделей проведены в диапазоне чисел Маха $4 \leq M_\infty \leq 9$ и Рейнольдса $5 \cdot 10^6 \leq Re = \rho_\infty U_\infty L / \mu_\infty \leq 2.7 \cdot 10^6$.

2. Характерной особенностью обтекания летательного аппарата при гиперзвуковых скоростях является наличие вблизи его поверхности высокоэнтропийного слоя. Для изучения его структуры при $M_\infty = 6$ и нулевом угле атаки проведены подробные измерения полей течений вблизи модели и распределения статического давления на ее поверхности.

На фиг. 3 представлены картины обтекания и поля течений в кормовой части модели без гондолы (а), с гондолой постоянного поперечного сечения (б) и гондолой с двухступенчатым воздухозаборником (в). Даны измеренные значения полного давления за прямым скачком уплотнения p'_0 , отнесенные к полному давлению $p_{\infty 0}$ в набегающем потоке, в сечении $x = 125$ перед кормовой частью модели.

Измерения статического давления p_w на поверхности модели в кормовой части в тех же трех случаях в плоскости симметрии представлены на фиг. 4 в виде зависимостей коэффициента давления $c_p = 2(p_w - p_\infty) / \rho_\infty U_\infty^2$ от координаты x . При $x > 168$ эти данные во всех трех случаях определяют распределения давления на кормовой части модели, при $125 < x < 168$ – для модели без гондолы. На фиг. 4 а представлено распределение давления на нижней плоской поверхности фюзеляжа, на фиг. 4 б, в – распределение давления внутри гондолы для модели с гондолой. Кроме того, распределение

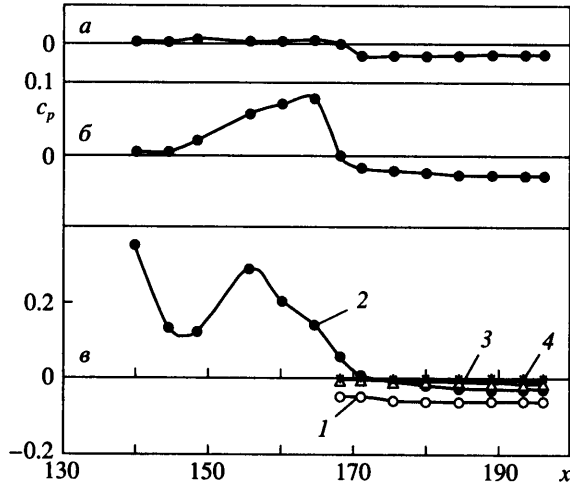


Фиг. 3. Поля течения в сечении $x = 125$: *a* – без гондолы, *б* – с гондолой постоянного сечения, *в* – с гондолой переменного сечения

давления в кормовой части модели с двухступенчатым воздухозаборником получено при различных числах Маха (см. фиг. 4 в).

Течение в высокоэнтропийном слое, формируемое затупленной носовой частью модели, имеет сложную пространственную структуру с неравномерным распределением энтропии. Для модели без гондолы (фиг. 3 *a*) максимальное увеличение энтропии происходит в плоскости симметрии модели, в окрестности которой высокоэнтропийный слой формируется затупленной носовой частью фюзеляжа, где головная ударная волна близка к прямой. При наличии гондолы неравномерность распределения энтропии увеличивается за счет пространственной волновой структуры на входе в гондолу.

На больших расстояниях от затупленной носовой части фюзеляжа энтропийный слой с исчезающе малыми, как и в вязком пограничном слое, поперечным градиентом давления может составить значительную часть течения вблизи поверхности тела. С учетом этой особенности, предполагая, что статическое давление по нормали к телу постоянно, параметры потока вблизи тела могут быть определены по измеренным в этой области значениям давления p_0' и статического давления на поверхности p_w . Опре-



Фиг. 4. Распределение давления по поверхности кормовой части модели: *а* – без гондолы, *б* – постоянного и *в* – переменного сечений; *б, в* – распределение давления по тракту гондолы и сопловому отсеку. Кривые 1–4: $M = 4, 6, 8, 9$

деленные по этим измерениям параметры потока в плоскости симметрии модели без гондолы в сечении $x = 161$ приведены на фиг. 5, где даны распределения плотности ρ/ρ_∞ , скорости U/U_∞ и удельного расхода $\rho U/\rho_\infty U_\infty$ в зависимости от параметра $n^* = (n_w - n)/h$, где n_w – координата n на поверхности обтекаемого тела. Для моделей с гондолой эти зависимости определяют параметры потока на входе в гондолу. Отчетливо видно, что значительную часть течения в трубке тока, проходящей через гондолу, составляет высокоэнтропийный слой с малыми значениями плотности и удельного расхода.

3. При проведении экспериментальных исследований аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов интегральной компоновки в аэродинамических трубах течение в двигателе, как правило, не моделируется. Поэтому силы, создаваемые внутренним протоком и кормовой частью модели, должны быть исключены из результатов весовых испытаний.

Суммарную силу R , действующую на летательный аппарат, целесообразно представлять в виде трех составляющих. Первая из них R_1 приложена к внешней поверхности планера и гондолы, вторая R_2 – к внутреннему каналу двигателя от входного S_+ до выходного S_- сечений гондолы и третья R_3 – к поверхности сопла S_w (см. фиг. 2).

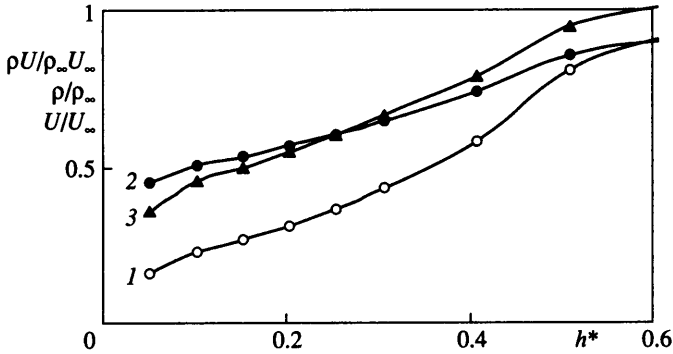
Суммарная сила R определялась в результате весовых испытаний модели, а составляющие R_2 и R_3 – на основании указанных выше данных измерений полей течений и статического давления на поверхности модели.

В поточной системе координат x_a, y_a, z_a сила сопротивления X_a и подъемная сила Y_a модели определялись (см. фиг. 2) в безразмерном виде

$$Cx_a = \frac{X_a}{q_\infty S} = C_{x1} + C_{R2} \cos \alpha + C_{T3} \cos(\alpha - \theta) + C_{N3} \sin(\alpha - \theta) \quad (3.1)$$

$$Cy_a = \frac{Y_a}{q_\infty S} = C_{y1} + C_{R2} \sin \alpha + C_{T3} \sin(\alpha - \theta) + C_{N3} \cos(\alpha - \theta)$$

где $q_\infty = \rho_\infty U_\infty^2 / 2$ – скоростной напор, S – площадь модели в плане.



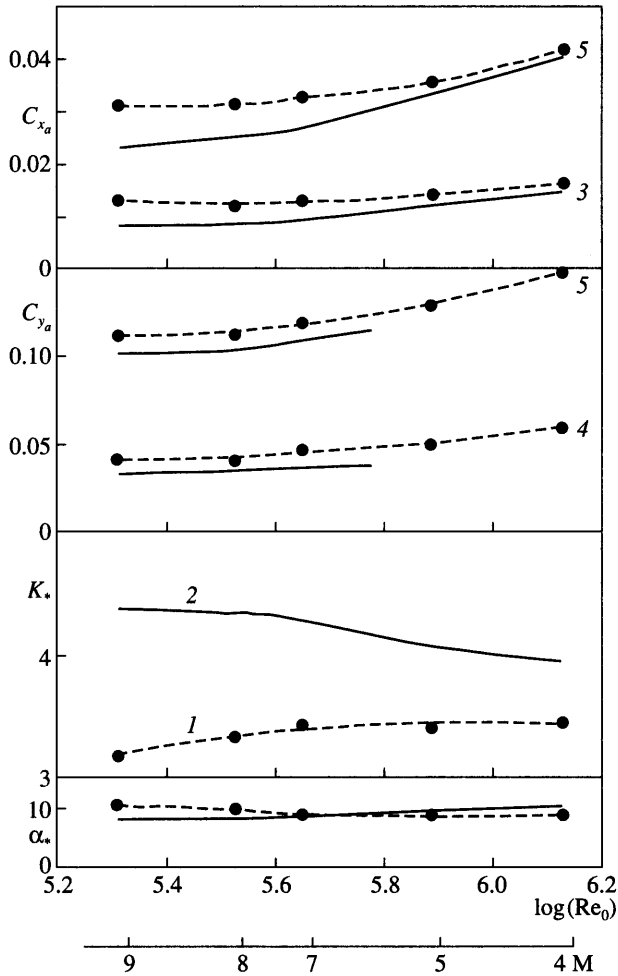
Фиг. 5. Параметры потока в плоскости симметрии модели без гондолы: 1 – $\rho U/\rho_\infty U_\infty$, 2 – ρ/ρ_∞ , 3 – U/U_∞ .

На режимах гиперзвуковой стабилизации при $M_\infty \gg 1$ температура $T_\infty = o(1/M_\infty^2)$ исключается из системы определяющих параметров. В этом случае вместо числа $Re_\infty = \rho_\infty U_\infty L/\mu_\infty$ в систему критериев подобия входит число $Re_0 = \rho_\infty U_\infty L/\mu_0(T_0)$, где T_0 – температура торможения. На этих режимах выбор такой системы критериев позволяет скорректировать результаты не только при изменении числа M_∞ , но, в ряде случаев, и при изменении других критериев подобия (см., например, [4]). Далее в качестве основного критерия подобия используется число Re_0 .

4. Для модели без гондолы результаты весовых испытаний при $4 \leq M_\infty \leq 9$ представлены на фиг. 6. Они включают коэффициенты сопротивления C_{x_a} и подъемной силы C_{y_a} при углах атаки $\alpha = 0, 5^\circ$ и 10° , максимальное аэродинамическое качество K_* и углы атаки α_* , при которых оно реализуется. Эти данные показывают, что при $M_\infty \geq 8$ и $10^5 \leq Re_0 \leq 10^6$ сопротивление и подъемная сила модели при малых углах атаки не зависят от числа Маха (режим гиперзвуковой стабилизации). Сопротивление трения на этих режимах составляет значительную часть полного. Это следует из приведенного на фиг. 6 сравнения экспериментальных данных с результатами численных расчетов на основе уравнений Эйлера [5]. Значительно снижается на этих режимах и максимальное аэродинамическое качество модели.

Что касается входящих в выражение (3.1) других составляющих, то для модели без гондолы $C_{R2} = 0$, а вклад C_{N3} в измеренное сопротивление модели C_{x_a} определен на основании измерений статического давления на поверхности модели в ее кормовой части. При $M_\infty = 6$ и $\alpha = 0^\circ$ он составил $C_{N3} \sin \theta = 0.0024$. С ростом числа M_∞ этот вклад уменьшается и аэродинамические характеристики модели в основном определяются наветренной частью поверхности.

5. Для моделей с гондолами результаты весовых испытаний при $4 \leq M_\infty \leq 9$ приведены на фиг. 7. Здесь же даны аналогичные характеристики для модели без гондолы. Сравнение показывает, что гондола вносит значительный вклад в суммарные аэродинамические характеристики модели. Так как течение в двигателе в аэродинамических трубах, как правило, не моделируется, составляющие R_2 и R_3 , создаваемые внутренним протоком и кормовой частью модели, должны быть исключены из результатов весовых испытаний. Эти составляющие определялись на основании измерений распределения давления на выходе из канала гондолы и статического давления на по-



Фиг. 6. Сравнение экспериментальных данных и результатов численных расчетов аэродинамических характеристик модели без гондолы: 1 – эксперимент, 2 – расчет, 3 – $\alpha = 0$, 4 – 5° , 5 – 10°

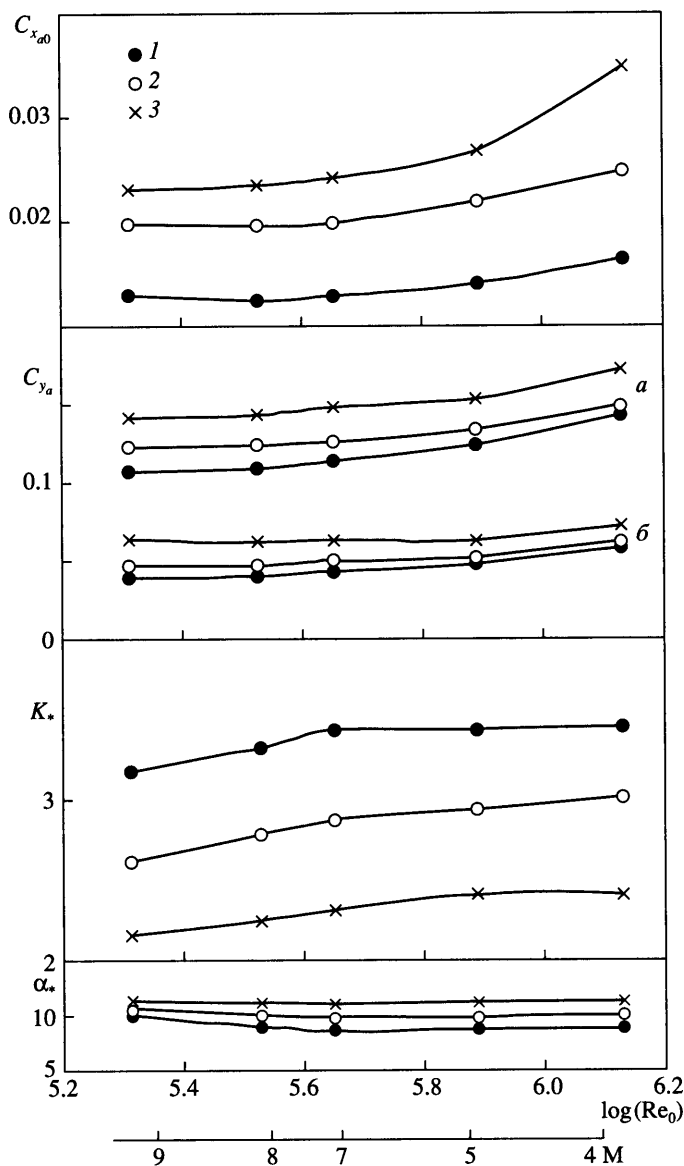
верхности модели. Для модели с гондолой, имеющей канал постоянного поперечного сечения, такие исследования проведены при числе $M_\infty = 6$ и $\alpha = 0$.

Применяя к трубке тока, проходящей через внутренний тракт гондолы, уравнение количества движения между сечениями S_+ и S_- для составляющей R_2 можно записать

$$R_2 = \int_{S_-} (\rho U^2 + p) ds - \int_{S_+} (\rho U^2 + p) ds \tag{5.1}$$

Переходя к безразмерным переменным с учетом того, что для гондолы постоянно-го поперечного сечения $S_+ = S_- = bh$, получим

$$C_{R2} = \frac{2bh}{S} \left\{ \left[\left(\frac{\rho U^2}{\rho_\infty U_\infty^2} \right) + \frac{1}{\gamma M_\infty^2} \left(\frac{p}{p_\infty} \right) \right]_- - \left[\left(\frac{\rho U^2}{\rho_\infty U_\infty^2} \right) + \frac{1}{\gamma M_\infty^2} \left(\frac{p}{p_\infty} \right) \right]_+ \right\}$$



Фиг. 7. Влияние гондолы и формы ее тракта на аэродинамические характеристики модели летательного аппарата интегральной схемы: 1 – модель без гондолы, 2 – тракт гондолы постоянного сечения, 3 – тракт гондолы переменного сечения, $a - \alpha = 5^\circ$, $b - 10^\circ$

где входящие в последнее выражение функции $\rho U^2 / \rho_\infty U_\infty^2$ и p/p_∞ – средние значения интегралов (5.1), которые определены на основании измерений полей давлений в сечениях S_+ и S_- .

При $M_\infty = 6$ и $\alpha = 0$ определенное по этой методике сопротивление внутреннего тракта гондолы постоянного поперечного сечения оказалось равным $C_{R2} = 0.063$. Как

следует из фиг. 7, эта величина близка к разнице между измеренными значениями сопротивления моделей с гондолой и без нее.

Вклад составляющей C_{N3} в сопротивление модели с гондолой постоянного поперечного сечения определен по измеренному статическому давлению на поверхности модели в ее кормовой части. При $M_\infty = 6$ и $\alpha = 0$ этот вклад совпал с аналогичной величиной для модели без гондолы.

Заключение. Исследования обтекания летательного аппарата интегрированного с воздушно-реактивным двигателем, внешние обводы которого сформированы на основании общих принципов интеграции планера с двигателем, позволили изучить особенности поля течения у поверхности компоновки. При этом существенна неравномерность распределения энтропии у наветренной поверхности фюзеляжа. Максимальное увеличение ее происходит в плоскости симметрии модели, в окрестности которой высокоэнтропийный слой формируется при обтекании затупленной носовой части фюзеляжа.

Получены данные о влиянии гондолы и формы ее тракта на интегральные характеристики летательного аппарата. При $M_\infty \geq 8$ для коэффициентов подъемной силы и сопротивления наблюдается режим гиперзвуковой стабилизации. На этих режимах сопротивление трения составляет значительную часть полного. Гондола даже с трактом постоянного сечения по длине аппарата вносит значительный вклад в суммарные аэродинамические характеристики модели. Величина сопротивления внутреннего канала, определенная по разности количества движения между сечениями на входе в канал гондолы и выходе из него, составляет большую часть сопротивления гондолы.

Полученные данные могут быть использованы при формировании базы данных тягово-аэродинамических характеристик интегральных компоновок для условий натурального полета, а также для тестирования расчетных методов, применяемых при проектировании.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (№ 01-01-0063).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гусев В.Н. Интеграция планера гиперзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем // Учен. зап. ЦАГИ. 1991. Т. 22. № 5. С. 3–11.
2. Gusev V.N. Optimal aerodynamic shapes of a hypersonic vehicle with an airbreathing engine. Development in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems: Progr. in Astronaut. and Aeronautics, AIAA, 1996, P. 17–49.
3. Ладыженский М.Д. Гиперзвуковое правило площадей // Пространственные гиперзвуковые течения газа. М.: Машиностроение, 1968. С. 8–15.
4. Гусев В.Н. Аэротермодинамика высотного полета // Изв. РАН. МЖГ. 1993. № 2. С. 142–152.
5. Голубинский А.А., Косых А.П., Михайлов Ю.Я., Нерсесов Г.Г., Чельшева И.Ф., Чинилов А.Ю., Юмашев В.Л. Математическое моделирование пространственного обтекания сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов // Сб. докл. Всерос. научн.-техн. конф. “Фундаментальные исследования для гиперзвуковых технологий”: Тр. ЦАГИ. Вып. № 2636. 1998. Т. 2. С. 26–29.