

УДК 533.6.011.55

© 2007 г. Н.А. БЛАГОВЕЩЕНСКИЙ, В.Н. ГУСЕВ, С.М. ЗАДОНСКИЙ

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В ДИАПАЗОНАХ ДО-, ТРАНС- И МАЛЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

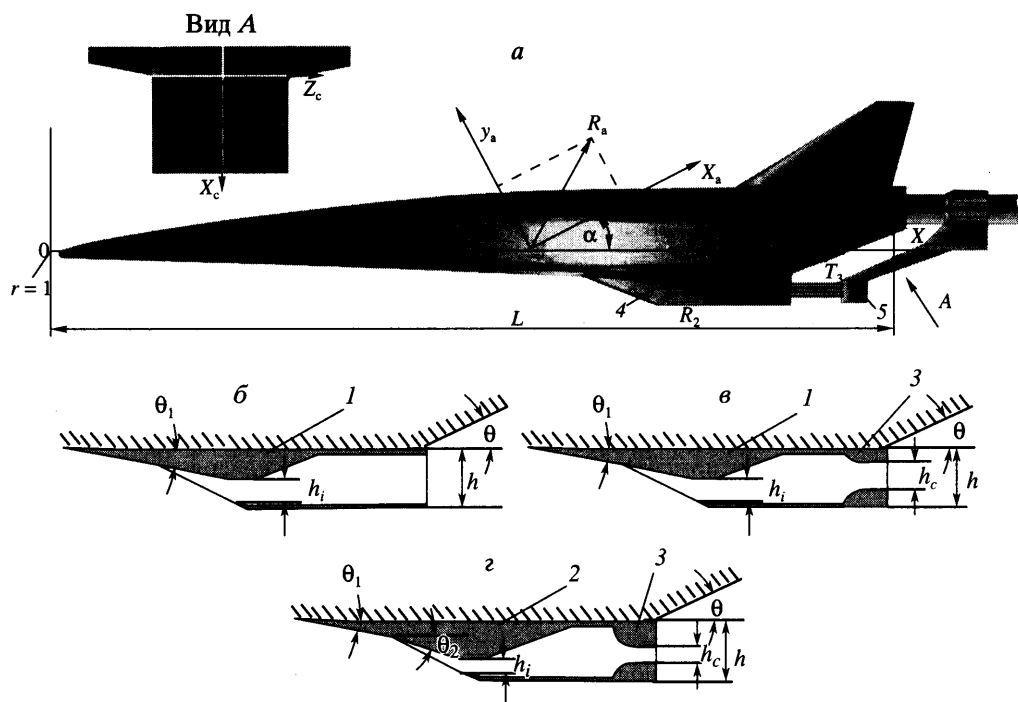
Экспериментально исследованы аэродинамические характеристики и особенности обтекания интегральных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями, рассчитанных на крейсерский полет в пределах атмосферы. Объектом испытаний была схематизированная модель, спроектированная с учетом общих принципов интеграции аппаратов рассматриваемого класса. Испытания проведены в аэродинамической трубе в диапазонах чисел Маха $0.6 \leq M \leq 4$ и Рейнольдса $6.3 \cdot 10^6 \leq Re \leq 16 \cdot 10^6$.

Выполнены весовые испытания, измерены распределения давления по поверхности, получены фотографии полей течения на поверхности модели. Рассмотрено влияние установки гондолы и профилирования внутреннего тракта. Дана оценка влияния поправок на течение в канале при отсутствии моделирования струи. Полученные результаты могут служить основой при разработке аэродинамических компоновок летательных аппаратов интегральной схемы, формирования их тягово-аэродинамических характеристик для условий натурного полета, а также для тестирования расчетных методов.

Ключевые слова: интегральная схема, воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборник, сопло, гондола, элевоны, трансзвуковые скорости.

Общие принципы интеграции силовой установки с планером высокоскоростных летательных аппаратов, совершающих крейсерский полет на гиперзвуковых скоростях, были сформулированы в [1, 2]. Проведенные в дальнейшем расчетно-экспериментальные исследования [3, 4] позволили изучить на этих режимах характерные особенности обтекания таких аппаратов, связанные с наличием вблизи их поверхности высокоэнтропийного слоя с большими поперечными градиентами энтропии и низкими значениями плотности.

Не менее важное значение при интеграции силовой установки с планером для высокоскоростных летательных аппаратов приобретает задача снижения их сопротивления в диапазоне до-, транс- и малых сверхзвуковых скоростей. На этих скоростях основной источник увеличения сопротивления – рост донного сопротивления из-за перерасширения потока и отрыва пограничного слоя в сопле. В этом случае закон изменения площадей поперечных сечений в кормовой части аппарата, оптимизированного на режим гиперзвуковых скоростей, должен быть иным и совпадать с соответствующим законом для эквивалентного тела вращения с минимальным сопротивлением при трансзвуковых скоростях (правило площадей Уиткомба [5]). Кроме того, при трансзвуковых скоростях перерасширение потока в сопле, помимо увеличения сопротивления аппарата, может привести к значительному уменьшению его подъемной силы и как следствие – его аэродинамического качества. Значительный градиент по числу M положения аэродинамического фокуса аппарата может вызвать также определенные трудности в обеспечении его балансировки при прохождении участка траектории в диапазоне трансзвуковых скоростей.



Фиг. 1. Модель летательного аппарата интегральной схемы с гондолой воздушно-реактивного двигателя: *а* – модель и схема сил, действующих на элементы ее поверхности, *б* – гондола с одноступенчатым клином сжатия без звукового сопла, *в*, *г* – гондолы с одно- и двухступенчатым клином сжатия со звуковыми соплами

В настоящей работе приводятся результаты исследований аэродинамики схематизированной модели летательного аппарата, интегрированного с воздушно-реактивным двигателем. Дается анализ аэродинамики летательного аппарата интегральной схемы с протоком воздуха через канал силовой установки, но без моделирования истечения струи из тракта гондолы. Определяются аэродинамические характеристики планера летательного аппарата. Показывается вклад элементов компоновки в создание интегральных сил и момента тангажа компоновки. Экспериментальные исследования схематизированной модели летательного аппарата интегральной схемы проведены в диапазоне числа Маха $0.6 \leq M \leq 4$.

1. Для проведения исследований в диапазоне до-, транс- и малых сверхзвуковых скоростей была спроектирована экспериментальная модель, внешние обводы которой подобны обводам модели, представленной в [4]. Общий вид и основные линейные размеры модели, отнесенные к радиусу сферического затупления фюзеляжа r , даны на фиг. 1. Длина фюзеляжа модели $L = 196$, расстояния от носка фюзеляжа до гондолы 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 гондолу двигателя и закинута относительно плоскости строительной горизонтали фюзеляжа на угол 3° .

Внутренние тракты съемных гондол двигателя моделировались, во-первых, одноступенчатым воздухозаборником с углом наклона клина торможения $\Theta = 7.5^\circ$, далее, после конфузурной части, каналом постоянного сечения (*б*), либо таким же каналом, оканчивающимся звуковым соплом (*в*). Во-вторых, каналом с двухступенчатым воздухозаборником (*г*) с углами наклона клиньев торможения $\Theta_1 = 7.5^\circ$ и $\Theta_2 = 15^\circ$ и далее, после кон-

фузорной части, каналом постоянного сечения, оканчивающимся звуковым соплом. Высота канала $h = 6.6$. Для одноступенчатого воздухозаборника высота горла $h_i = 4.4$. Высота звукового сопла $- h_c = 4.03$. Для двухступенчатого воздухозаборника высота горла $h_i = 3.56$, а высота звукового сопла $- h_c = 2.38$.

Поскольку силы и моменты, создаваемые внутренним протоком, а кроме того, хвостовой сопловой частью модели, не соответствуют реальной картине течения, свойственной натурному полету, они должны быть исключены из результатов весовых испытаний с последующей заменой реальными значениями.

Примем следующую схему разделения сил. Суммарную силу \mathbf{R} , действующую на летательный аппарат, представим в виде трех составляющих. Первая из них \mathbf{R}_1 приложена к внешней поверхности планера и gondолы, вторая \mathbf{R}_2 – к внутреннему каналу двигателя от входного до выходного сечений gondолы и третья \mathbf{R}_3 – к поверхности сопла. Суммарная сила \mathbf{R} определяется в результате весовых испытаний модели, а составляющие \mathbf{R}_2 и \mathbf{R}_3 – на основании измерений полей течений и статического давления на поверхности модели.

Для определения сил и моментов, действующих на сопловую поверхность и донный срез gondолы воздушно-реактивного двигателя, предусмотрены исследования распределения давления по сопловой части и донному срезу gondолы.

Внутреннее сопротивление gondолы определено на основании исследований расходных характеристик канала двигательной установки. Для этой цели на выходе из канала установлены плоские дросселирующие сопла двух вариантов, на выходе из которых сделаны дренажные точки для замера статического давления, а за донным срезом gondолы 16-точечная гребенка насадков полного напора (фиг. 1). Статическое давление в сопле измерялось в трех точках. Кроме того, с целью определения поправок на донное сопротивление gondолы замерено давление на поверхности вкладышей, образующих донный срез gondолы.

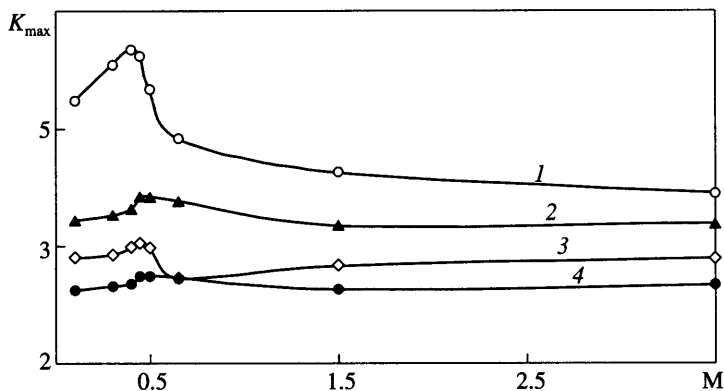
2. В качестве первого этапа анализа рассмотрим результаты экспериментальных исследований влияния gondолы и формы ее тракта на интегральные характеристики летательного аппарата.

Установка gondолы, площадь входа которой выбрана из условия рациональных летно-технических характеристик на участке крейсерского сверхзвукового полета, и изменение формы ее тракта вызывают значительное увеличение сопротивления летательного аппарата не только на транс- и сверхзвуковых скоростях, но и в диапазоне дозвуковых скоростей полета. Уменьшение величины максимального аэродинамического качества K_{\max} в этом случае обусловлено не только изменением сопротивления аппарата, но и его несущих свойств. Несущие свойства компоновки в большей мере, особенно в диапазоне до- и трансзвуковых скоростей, определяются изменением коэффициента C_{y0} . Это позволяет сделать вывод о том, что влияние gondолы и формы ее тракта на несущие свойства аппарата в основном ограничено изменением условий обтекания фюзеляжа и в меньшей мере – консолей крыла (фиг. 2, 3).

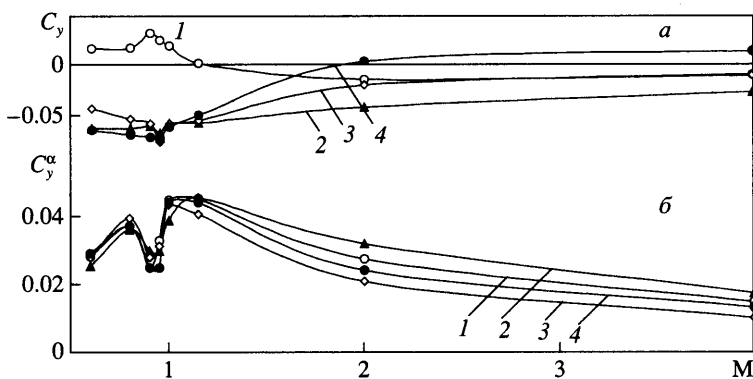
3. В соответствии с принятой схемой разделения сил для определения аэродинамических характеристик планера аппарата интегральной схемы экспериментально были определены расходные характеристики тракта gondолы и распределения давления по сопловой поверхности.

Нижняя поверхность хвостового отсека фюзеляжа, служащая сопловой частью силовой установки, имеет форму и размеры, оптимизированные для реализации высоких тяговых характеристик при больших сверхзвуковых скоростях полета. В диапазоне до-, транс- и малых сверхзвуковых скоростей полета обтекание этого элемента компоновки будет далеко не оптимальным, что приведет к появлению дополнительных нагрузок.

Результаты экспериментальных исследований влияния числа M , а также формы канала gondолы на распределения давления по сопловой части модели при нулевом угле атаки иллюстрируются графиками (фиг. 4).



Фиг. 2. Влияние гондолы и формы ее тракта на аэродинамическое качество модели: 1 – без гондолы, 2 – тракт гондолы постоянного сечения, 3 – тракт гондолы с двухступенчатым клином сжатия, 4 – заглушенный тракт гондолы

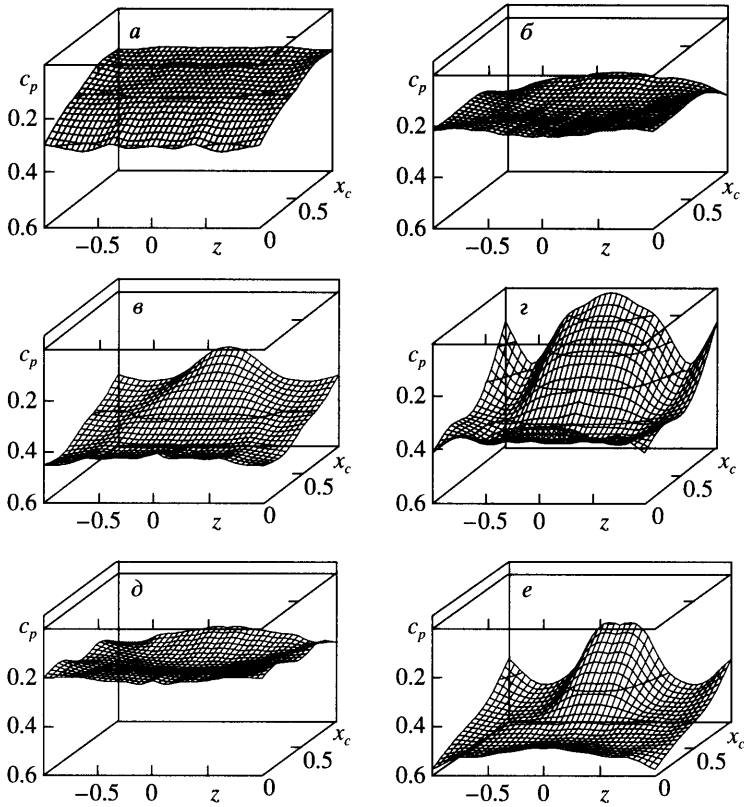


Фиг. 3. Влияние гондолы и формы ее тракта на аэродинамические характеристики модели (а, б) при $\alpha = 0$: 1 – без гондолы, 2 – тракт гондолы постоянного сечения, 3 – тракт гондолы с двухступенчатым клином сжатия, 4 – заглушенный тракт гондолы

Из приведенных материалов следует отметить заметную зависимость поля течения в сопловой части компоновки от геометрических параметров сечения канала на выходе из гондолы силовой установки. Действительно, при исследовании компоновки без дросселирующего сопла распределение давления по поверхности кормовой сопловой части имеет монотонный характер, форма которого слабо зависит от числа Маха. Такой характер распределения давления, по-видимому, обусловлен реализацией в этом случае потока, подобного течению в донной области фюзеляжей летательных аппаратов.

Установка дросселирующих сопел приводит к качественному изменению поля течения по поверхности сопловой части. Наблюдается значительная неравномерность в распределении давления по хвостовой части аппарата, которая обусловлена перетеканием потока в концевых по размаху сечениях сопловой поверхности.

Отметим, что более сложный характер распределения давления в случае установки дросселирующих сопел, в какой-то мере, обусловлен многообразием условий, оказывающих влияние на формирование потока в сопловой части аппарата. Действительно, по сравнению с гондолой без дросселирующих сопел поле течения в данном случае в сечении на выходе из гондолы представляет область смешения течения из тракта гондолы и течений в донных областях, образованных в результате установки верхнего и нижнего вкладышей дросселирующего сопла.



Фиг. 4. Распределения давления по сопловой поверхности: а-в – гондола с одноступенчатым воздухозаборником без звукового сопла; г-е – двухступенчатый воздухозаборник со звуковым соплом; а, г – $M = 0.6$; б, д – $M = 1.0$; в, е – $M = 1.2$

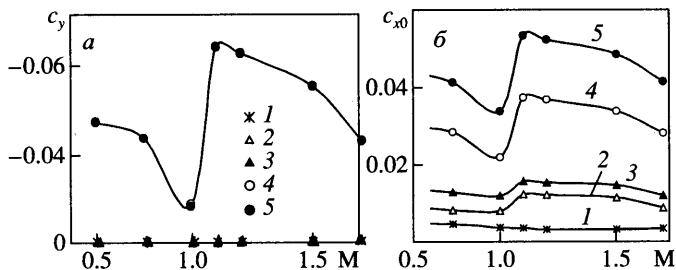
Следует отметить, что во всех исследованных случаях при числе $M = 1$ реализуется монотонное, слабо зависящее от угла атаки распределение давления по сопловой поверхности. Кроме того, как показали результаты исследований распределения давления в меридиональном сечении сопловой поверхности аппарата, выполненных при дискретных числах M с малым шагом, при числе $M \approx 1$ наблюдается резкое увеличение давления в точках поверхности сопла вблизи донного среза гондолы. Эти результаты позволяют предполагать о значительной перестройке течения в кормовой части аппарата на этом режиме обтекания.

Коэффициенты нормальной, продольной сил и момента тангажа, действующих на сопловую поверхность, определены в результате интегрирования распределенной нагрузки по поверхности.

Внутреннее сопротивление тракта гондолы ($C_{x\text{ in}}$) определено согласно работе о внешних и внутренних аэродинамических силах [6] по формуле

$$C_{x\text{ in}} = \frac{F_c}{S} \left[\frac{2\kappa}{\kappa+1} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{1/(\kappa-1)} \Phi_c q(\lambda_c) \frac{p_{0c}}{q_\infty} \left(\lambda_\infty \sqrt{\frac{T_{0\infty}}{T_{0c}}} - \lambda_c \right) - \frac{p_c - p_\infty}{q_\infty} \right]$$

где F_c – площадь сопла, S – характерная площадь, κ – показатель адиабаты, λ – приведенная скорость, равная отношению V/V_* , где V_* – критическая скорость в данном сечении, $q(\lambda)$ – приведенный расход, $q(\lambda) = \rho V / (\rho_* V_*)$, q_∞ – скоростной напор невозмущенно-



Фиг. 5. Нагрузки, действующие на гондолу и сопло модели летательного аппарата интегральной схемы: *a, б* – коэффициенты нормальной силы и сопротивления при $\alpha = 0$; 1 – тракт гондолы; 2 – донный срез гондолы; 3 – суммарная нагрузка, действующая на гондолу; 4 – сопловая поверхность; 5 – суммарная нагрузка

го потока, p_c, p_{0c} – средние значения статического и полного давлений, в выходном сечении сопла, $T_{0\infty}, T_{0c}$ – температуры торможения невозмущенного потока и потока в конце сопла, φ_c – коэффициент неравномерности поля в сопле.

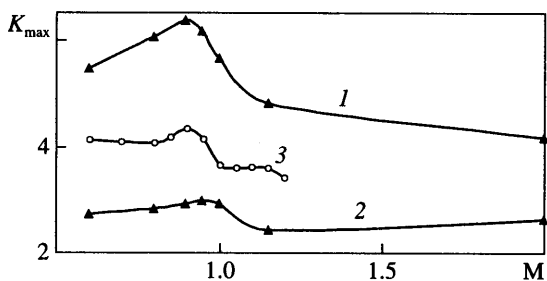
Сопротивление донного среза гондолы было рассчитано в результате интегрирования давления на поверхности вкладышей, образующих критическое сечение тракта гондолы.

Сопоставление аэродинамических нагрузок, составляющих суммарную нагрузку силовой установки, показано на фиг. 5 в виде зависимостей аэродинамических коэффициентов от числа M . Результаты получены для гондолы с двухступенчатым воздухозаборником и трактом, заканчивающимся звуковым соплом.

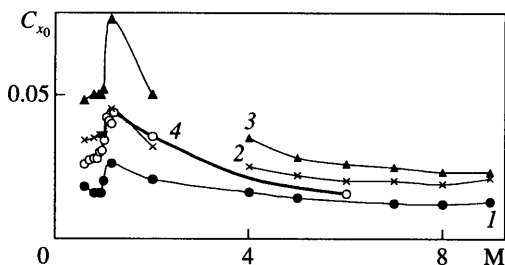
Наибольший вклад в создание суммарной подъемной силы блока “гондола + сопло” вносит сопловая поверхность, что, в основном, определяется величиной и направлением ее поверхности. Аналогичная тенденция прослеживается и для коэффициента сопротивления. Сопротивление гондолы, состоящее из сопротивления ее дна и тракта, составляет примерно 20% от суммарного сопротивления блока гондола + сопло. Отметим, что происходит резкое увеличение нагрузки, действующей на сопловую поверхность в диапазоне $M = 1-1.1$. После перестройки течения в диапазоне сверхзвуковых скоростей интегральные нагрузки, действующие на гондолу и сопло, имеют монотонный характер.

Направление вектора полной аэродинамической силы \mathbf{R} , действующей на блок гондола + сопло, коррелируется с силовыми и моментными характеристиками. Угол отклонения вектора относительно горизонтальной оси определяется из решения уравнения $\mathbf{R} = \mathbf{R}_3 + \mathbf{R}_2 + \mathbf{R}_{BE}$, где $\mathbf{R}_3, \mathbf{R}_2, \mathbf{R}_{BE}$ – аэродинамические силы, действующие на сопловую поверхность, тракт и донный срез гондолы. Величина его на дозвуковых скоростях составляет примерно 57° . В области транзвуковых скоростей, когда происходит перестройка течения в области кормового отсека, наблюдается значительный градиент по числу Маха угла отклонения вектора аэродинамической силы.

4. Поскольку силы и момент, создаваемые внутренним протоком и хвостовой частью модели, не воспроизводят натуральных значений, они должны быть исключены из результатов весовых испытаний. Определенные таким образом аэродинамические характеристики будут являться характеристиками планера летательного аппарата. Сравнение аэродинамических характеристик модели с и без гондолы, полученные в результате весовых испытаний, а также планера летательного аппарата показаны на фиг. 6. Приведенные материалы позволяют отметить, что для аппарата интегральной схемы поправки, необходимые для оценки аэродинамических характеристик планера аппарата интегральной схемы, имеют одинаковый порядок с данными, определенными в результате весовых испытаний. Следовательно, для получения достаточной надежности экспе-



Фиг. 6. Сравнение максимального аэродинамического качества планера с вариантами аппарата с и без gondoly: 1, 2 – модель без и с gondолой; 3 – планер



Фиг. 7. Сравнение аэродинамических характеристик модели с и без gondoly и планера летательного аппарата интегральной схемы: 1 – без gondoly, 2 – gondola с трактом постоянного сечения, 3 – gondola с двухступенчатым клином, 4 – планер

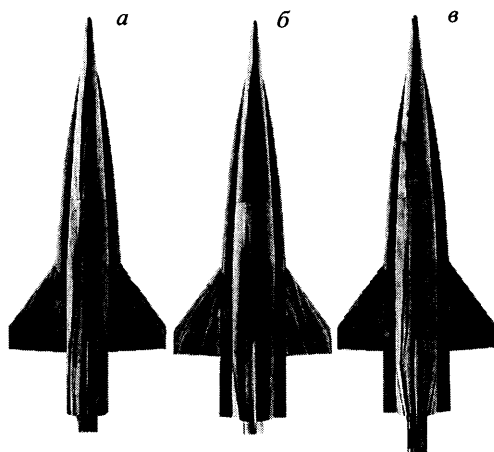
риментального определения характеристик планера гиперзвукового летательного аппарата необходимо обеспечить малую погрешность весового эксперимента и достаточную надежность результатов замера распределенных нагрузок, а также расходных характеристик канала силовой установки.

На основании материалов исследований данной работы и [4] определен коэффициент сопротивления планера летательного аппарата для диапазона $0.6 < M < 6$. Сравнение результатов весовых испытаний модели без и с gondолами, имеющих различную форму тракта, с аэродинамическими характеристиками планера иллюстрируется графиком на фиг. 7. Поправки к суммарным аэродинамическим характеристикам, учитывающие течение газа через внутренний канал gondолы и обтекание сопловой поверхности, имеют одинаковый порядок с аэродинамическими характеристиками планера летательного аппарата.

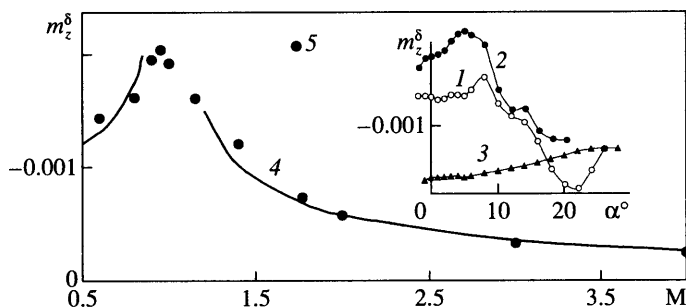
Особое внимание следует сконцентрировать на определении коэффициента момента тангажа летательного аппарата. Оценки показывают, что для конфигурации аппарата интегральной схемы расхождение между коэффициентами момента тангажа модели с gondолой и планера, полученное в результате весовых испытаний, таково, что может быть компенсировано отклонением элевонов на угол, равный примерно 15° .

Особенность аэродинамических характеристик аппарата интегральной схемы, внешние обводы которого выбраны из условия обеспечения рациональных аэродинамических характеристик в диапазоне больших сверхзвуковых скоростей, – нелинейность изменения по углу атаки коэффициентов подъемной силы и момента тангажа.

Результаты исследования продольных аэродинамических характеристик и эффективности элевонов модели с gondолой с двухступенчатым клином сжатия показали, что



Фиг. 8. Картины течения на верхней поверхности аппарата при $\alpha = 10^\circ$: а-в – $M = 0.6, 0.9, 1.0$



Фиг. 9. Эффективность элевонов в канале тангажа: 1–3 – эксперимент при $\alpha = 0$, $M = 0.6, 0.95, 4$; 4 – расчет по линейной теории ($\alpha = 0$); 5 – эксперимент при $\alpha = 0$

при $M = 0.6$ аппарат устойчив и коэффициент момента тангажа имеет линейный характер только на малых углах атаки, равных примерно $3-4^\circ$. На больших углах атаки летательный аппарат неустойчив в продольном канале. Такой характер продольной устойчивости при числе $M = 0.6$ в полной мере поясняет картина обтекания компоновки, полученная с помощью метода масляной пленки (фиг. 8). Обтекание наплыва и консолей крыла на углах атаки, отличных от нуля, имеет сложный пространственный характер с образованием вихрей, сходящих с передних кромок наплыва. С увеличением угла атаки интенсивность вихрей растет, что обычно приводит к появлению дополнительного момента тангажа на кабрирование.

С ростом угла α , а также числа M картина течения значительно усложняется. Появляются локальные области сверхзвукового течения, вызывающие отрыв потока в замыкающих скачках уплотнения. При числе $M = 1$ и $\alpha = 10^\circ$ обтекание верхней поверхности консоли крыла имеет полностью отрывной характер.

В диапазонах до- и транзвуковых скоростей эффективность элевонов по тангажу (фиг. 9) в зависимости от угла атаки α имеет существенно нелинейный характер. При увеличении α до $6-8^\circ$ наблюдается некоторый рост эффективности, далее происходит ее резкое уменьшение. На сверхзвуковых скоростях, когда вклад верхней поверхности в создание аэродинамических нагрузок не является преобладающим, эффективность эле-

вонов увеличивается с ростом угла α . При $\alpha = 0$ характер изменения эффективности в зависимости от числа M , особенно при сверхзвуковых скоростях потока, близок результатам линейной теории.

Заключение. Исследованы аэродинамические характеристики схематизированной модели аппарата интегральной схемы, внешние обводы которого сформированы на основании общих принципов интеграции планера с двигателем.

В диапазонах до-, транс- и малых сверхзвуковых скоростей гондола оказывает существенное влияние на продольные аэродинамические характеристики летательного аппарата. Установка гондолы приводит примерно к 2–3-кратному увеличению сопротивления, и даже с полностью открытым каналом гондола, например, при числе $M = 0.6$ вызывает примерно 30%-ное уменьшение величины максимального аэродинамического качества.

Исследование поля давления по поверхности сопловой части показало, что независимо от формы внутреннего канала гондолы наблюдается резкое увеличение нагрузки, действующей на сопловую поверхность, в диапазоне $M = 1-1.1$. Сила сопротивления внутреннего канала гондолы в диапазоне трансзвуковых скоростей потока монотонно уменьшается с ростом числа M . Внутреннее и донное сопротивления гондолы меньше сопротивления сопловой поверхности.

Для диапазона трансзвуковых скоростей, который особенно критичен для данных форм летательных аппаратов, определены аэродинамические характеристики планера летательного аппарата. Поправки к суммарным аэродинамическим характеристикам, учитывающие течение газа через внутренний канал гондолы и обтекание сопловой поверхности, имеют одинаковый порядок с аэродинамическими характеристиками планера летательного аппарата.

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 частичной финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (№ 04-01-00812).

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. Boston, Virginia: AIAA, 1996. V. 165. P. 17–49.
3. Gusev V., Blagoveshchensky N., Zadonsky S. The integration of a hypersonic vehicle airframe with an airbreathing Engine // AIAA/DGLR 5th Intern. Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conf. Munich, Germany 1993. AIAA-93-5034. P. 8.
4. Благовещенский Н.А., Гусев В.Н., Задонский С.М. Особенности обтекания летательного аппарата, интегрированного с воздушно-реактивным двигателем, при больших сверхзвуковых скоростях // Изв. РАН. МЖГ. 2004. № 4. С. 160–168.
5. Whitcomb R.T. A study of the zero-lift drag-rise characteristics of wing-body combinations near the speed of sound // NACA RM L52H08, 1952.
6. Блищ В.Г. О внешних и внутренних аэродинамических силах и моментах летательных аппаратов с ВРД и их моделей при ненулевых углах атаки и скольжения // Тр. ЦАГИ. 1987. Вып. 2328. С. 1–17.