

УДК 629.76.015.3

ИССЛЕДОВАНИЯ ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

А. А. ГУБАНОВ, Д. Ю. ГУСЕВ

Рассматривается вариант интегральной компоновки ЛА с ПВРД с предварительным торможением набегающего потока перед воздухозаборниками. Для торможения потока используется устанавливаемая перед воздухозаборниками несущая поверхность, сформированная согласно концепции волнолета. Представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований характеристик компоновки. Исследования проведены при числах $M = 4$ и 5 в диапазоне углов атаки от -4 до 20° . Показано, что в данной конфигурации обеспечиваются относительно высокие аэродинамические характеристики и коэффициенты расхода воздуха. Экспериментальные данные находятся в хорошем соответствии с результатами численных расчетов.

Ключевые слова: интегральная компоновка, воздухозаборник, экспериментальные и расчетные исследования, число Маха, аэродинамические характеристики, коэффициент расхода воздуха.

Ряд принципиальных особенностей формирования интегральных аэродинамических компоновок высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) с воздушно-реактивными двигателями (ВРД) рассматривался в работах [1, 2]. В частности, было показано, что аэродинамическая интерференция элементов планера и силовой установки может быть благоприятной и с увеличением сверхзвуковой скорости полета ЛА потенциальные положительные эффекты от ее использования усиливаются. При больших сверхзвуковых скоростях полета, соответствующих значениям числа $M \geq 3$, значительного улучшения аэродинамических характеристик ЛА интегральных схем с прямоточными двигателями и повышения эффективности силовых установок можно достичь в результате использования предварительного торможения потока перед входными устройствами воздухозаборников. Предварительное торможение потока может осуществляться либо элементами

планера ЛА — крылом или фюзеляжем, либо специальным образом спроектированными элементами — экранами, геометрические параметры которых выбираются, исходя из комплексных требований. Эти требования обычно включают формирование благоприятных для силовой установки параметров потока перед воздухозаборниками и, в зависимости от назначения и условий применения ЛА, создание полезных объемов, получение необходимых аэродинамических сил и моментов, обеспечение тепловой прочности конструкции и др. Воздухозаборные устройства ЛА, которые располагаются в областях потока, предварительно заторможенного экранами, называются экранными воздухозаборниками.



ГУБАНОВ
Анатолий
Александрович
кандидат технических наук,
заместитель начальника
отделения ЦАГИ



ГУСЕВ
Дмитрий Юрьевич
кандидат технических наук,
начальник лаборатории
ЦАГИ

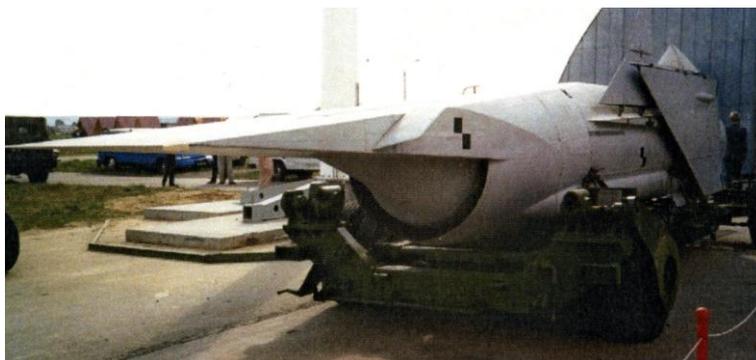


Рис. 1. Гиперзвуковой экспериментальный летательный аппарат ГЭЛА на Международном аэрокосмическом салоне МАКС, 1995 г.

Примером интегральной аэродинамической компоновки ЛА с экраным воздухозаборником является гиперзвуковой экспериментальный летательный аппарат ГЭЛА совместной разработки ГосМКБ «Радуга», ЦАГИ и ТМКБ «Союз». Этот аппарат демонстрировался на Международном аэрокосмическом салоне МАКС в 1995 г. (рис. 1). В качестве экрана для обеспечения предварительного торможения потока перед воздухозаборником с полукруглым входом в компоновке данного ЛА использовалась клиновидная носовая часть корпуса с острой прямой передней кромкой.

Одним из перспективных вариантов интегральной аэродинамической компоновки ЛА для больших сверхзвуковых скоростей полета, соответствующих числам $M \geq 5$, когда использование острых прямых передних кромок, ввиду повышения тепловых потоков к ним, становится проблематичным, является компоновка с волнолетным экраном. Результаты предварительных исследований этой компоновки были представлены в [3].

В настоящей работе приводятся результаты расчетных и экспериментальных исследований компоновки ЛА с волнолетным экраном, которая позволяет при стреловидных передних кромках и отрицательной поперечной V-образности поверхности сжатия обеспечить настолько же интенсивное торможение потока, как и при применении экрана с прямой передней кромкой и плоской нижней поверхностью.

Общий вид исследуемой конфигурации ЛА (в масштабе модели для экспериментальных исследований) представлен на рис. 2. Грани нижней поверхности экрана образуют два внутренних угла φ , каждый из которых равен 120° ; в этих внутренних углах устанавливаются секторные воздухозаборники со ступенчатыми коническими центральными телами. Относительная площадь

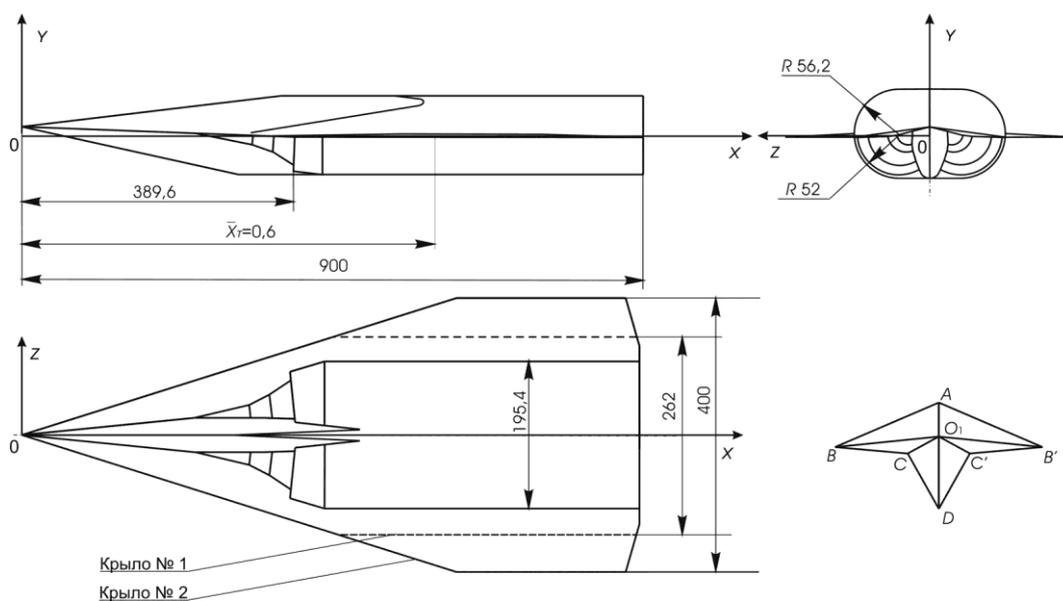


Рис. 2. Общий вид компоновки ЛА с волнолетным экраном

входа двух воздухозаборных устройств (в долях площади миделевого сечения корпуса S_M) $2S_B/S_M = 0.29$; углы поднутрения обечаек воздухозаборников равны 10° . Форма экрана выбиралась таким образом, что углы между плоскостями передних кромок экрана BO_1D и $B'O_1D$ и ребрами внутренних углов экрана O_1C и O_1C' составляли 6° . Выбор взаимного расположения внутренних углов, формирующих нижнюю поверхность экрана, осуществлялся так, чтобы при расчетном значении угла атаки ЛА $\alpha = 6^\circ$, отсчитываемом относительно оси Ox связанной системы координат (см. рис. 2), их ребра были наклонены к набегающему потоку под углами, равными 10° . Грани верхней поверхности экрана AO_1B и AO_1B' при этом угле атаки ЛА параллельны вектору скорости набегающего потока.

Модель для экспериментальных исследований была выполнена с двумя различными вариантами крыла (см. рис. 2), относительная площадь одной консоли которого составляла $S_1/S_M = 0.93$ для варианта № 1 и $S_2/S_M = 2.24$ для варианта № 2. В расчетных исследованиях рассматривалась компоновка ЛА с крылом № 2.

Поскольку основной целью данного исследования являлось изучение интеграции планера ЛА и воздухозаборных устройств с волнолетным экраном, рассматривалась упрощенная компоновка ЛА без полного моделирования параметров реактивного сопла ВРД, которое, в общем случае, может иметь косоый срез, оказывающий влияние на моментные характеристики ЛА.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Расчеты обтекания компоновки ЛА выполнялись по программе, разработанной В. В. Коваленко, основанной на численном интегрировании полной системы уравнений Эйлера. Методика расчетов представлена в работе [4].

Расчеты выполнялись для числа Маха набегающего потока $M_\infty = 5$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 15^\circ$. В расчетных исследованиях рассматривались варианты воздухозаборных устройств с различными двухступенчатыми центральными телами, имеющими фиксированные углы наклона ступеней торможения $\theta_1 = 15^\circ$, $\theta_2 = 27.5^\circ$ и различающиеся значениями расчетного числа M_p . Параметр M_p представляет собой местное число Маха набегающего на воздухозаборник потока под экраном, при котором (в предположении, что этот поток — равномерный) все скачки уплотнения, сформированные ступенями торможения центрального тела, сходятся на передней кромке обечайки воздухозаборника. Расчетное число M_p воздухозаборных устройств изменялось в диапазоне от 3.2 до 4.4 с шагом $\Delta M_p = 0.2$. Расчеты были выполнены также для варианта воздухозаборных устройств без центральных тел, что соответствует максимально возможным значениям коэффициентов расхода воздухозаборников.

Аэродинамические силы вычислялись в соответствии с методикой разделения аэродинамических характеристик ЛА с ВРД и их моделей на внешние и внутренние составляющие [5, 6], применяемой с 1969 г. в российских научно-исследовательских и проектно-конструкторских организациях. Соответствующие данной методике формулы для расчета внешних аэродинамических сил, действующих на ЛА с ВРД, были опубликованы в работе [2].

Чтобы пояснить способ вычисления аэродинамических характеристик ЛА, целесообразно воспользоваться интегральной теоремой количества движения. В соответствии с этой теоремой, суммарная (результатирующая) аэродинамическая сила, действующая на ЛА с ВРД, представляющая собой векторную сумму внешней аэродинамической силы ЛА и тяги ВРД, определяется соотношением:

$$\vec{R}_\Sigma = \vec{R}_a + \vec{T} = \int_{S_w} [-(p - p_\infty)\vec{n}_w + \vec{\tau}_w]dS + \vec{I}_1 - \vec{I}_c, \quad (1)$$

где \vec{R}_a — внешняя аэродинамическая сила ЛА; \vec{T} — сила тяги ВРД (или внутренняя сила канала модели); S_w — внешняя поверхность ЛА, по которой осуществляется интегрирование сил давления и трения; \vec{n}_w — единичный вектор внешней нормали к ней; p — давление газа в соответствующей точке; p_∞ — давление в невозмущенном течении; $\vec{\tau}_w$ — местный вектор

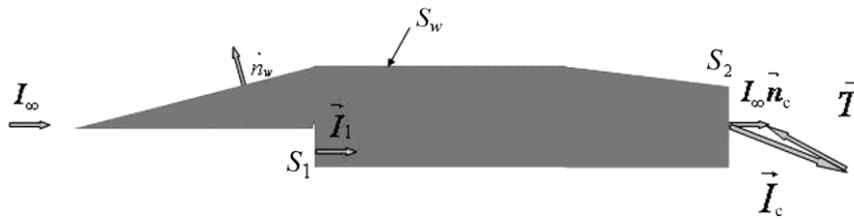


Рис. 3. Схема для определения внешней аэродинамической силы ЛА

касательного напряжения трения, действующий на единицу площади поверхности тела; $\vec{I}_1 = \int_{S_1} [(p - p_\infty)\vec{n}_1 + \rho(\vec{V}\vec{n}_1)\vec{V}]dS$ — вектор импульса струи воздуха, втекающей в воздухозаборное

устройство, вычисленный по поверхности интегрирования S_1 (ρ — плотность, \vec{V} — вектор скорости потока); \vec{I}_c — вектор выходного импульса струи газа, вытекающей из сопла ВРД, вычисленный по поверхности интегрирования S_2 . Исходя из условий применения теоремы количества движения, суммарная поверхность $S_w + S_1 + S_2$ должна быть замкнутой. Обозначения показаны на рис. 3.

Тяга двигателя, в соответствии с [5, 6], определяется соотношением:

$$\vec{T} = -(\vec{I}_c - I_\infty\vec{n}_c), \quad (2)$$

где I_∞ — абсолютная величина вектора входного импульса струи тока, втекающей в воздухозаборное устройство; \vec{n}_c — единичный вектор, направленный вдоль оси выходного сопла ВРД.

С учетом формул (1) и (2) внешняя аэродинамическая сила, действующая на ЛА, определяется соотношением:

$$\vec{R}_a = \vec{R}_\Sigma - \vec{T} = \int_{S_w} [-(p - p_\infty)\vec{n}_w + \vec{\tau}_w]dS + \vec{I}_1 - I_\infty\vec{n}_c.$$

Это соотношение применялось в расчетных исследованиях внешней аэродинамики ЛА. Обработка результатов экспериментальных исследований модели в аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ Т-116 проводилась по той же методике [5, 6].

Внешние аэродинамические силы и моменты в расчетных и экспериментальных исследованиях определялись в предположении, что ось выходного сопла ВРД расположена на строительной горизонтали корпуса ЛА. В качестве характерной площади при определении коэффициентов аэродинамических сил и моментов в расчетах и в эксперименте принималась площадь миделевого сечения корпуса модели $S_m = 0.01924 \text{ м}^2$, а в качестве характерного линейного размера — длина модели $l = 0.9 \text{ м}$ от носка корпуса до среза сопла ВРД; при расчете коэффициента расхода воздуха в качестве характерной площади принималась площадь входа воздухозаборника $F_0 = 0.0038316 \text{ м}^2$. Условный центр масс модели располагался на продольной оси корпуса на расстоянии $X_T = 0.6 \text{ м}$ от носка.

Для учета вязкости при расчете коэффициента лобового сопротивления компоновки использовалась инженерная методика, основанная на известных соотношениях для плоской пластины с учетом местных значений числа Re на внешней границе пограничного слоя. Число Re , определяемое по длине l и параметрам невозмущенного течения, в данной серии расчетов принималось равным $Re_\infty = 2 \cdot 10^7$. Задавалось также число Re перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное $Re_n = 4 \cdot 10^6$.

На рис. 4 и 5 приведены расчетные величины параметров потока, заторможенного экраном, в областях расположения воздухозаборных устройств, полученные при отсутствии центральных тел (Ц.Т.) — осредненные местные значения числа M_{cp} и коэффициента восстановления полного давления в потоке v_{cp} (осреднение производилось по площадям входа воздухозаборников). Видно, что величина M_{cp} отличие которой от M_∞ характеризует интенсивность предварительного

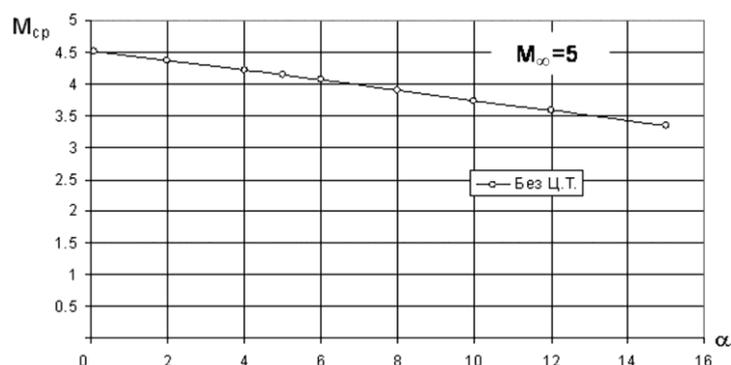


Рис. 4. Зависимость осредненного числа M от угла атаки в области расположения воздухозаборного устройства при отсутствии центрального тела

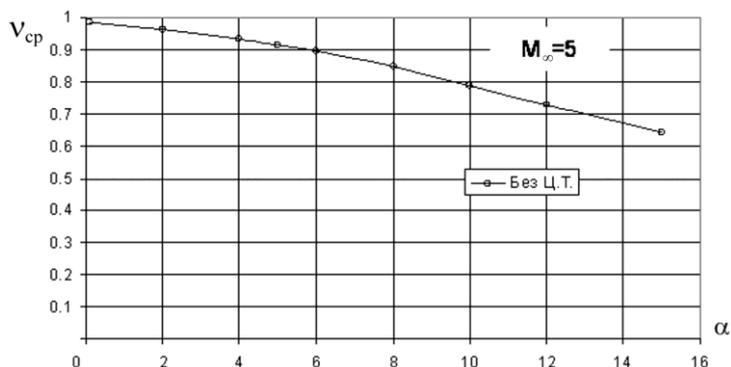


Рис. 5. Зависимость осредненного коэффициента восстановления полного давления от угла атаки в области расположения воздухозаборного устройства при отсутствии центрального тела

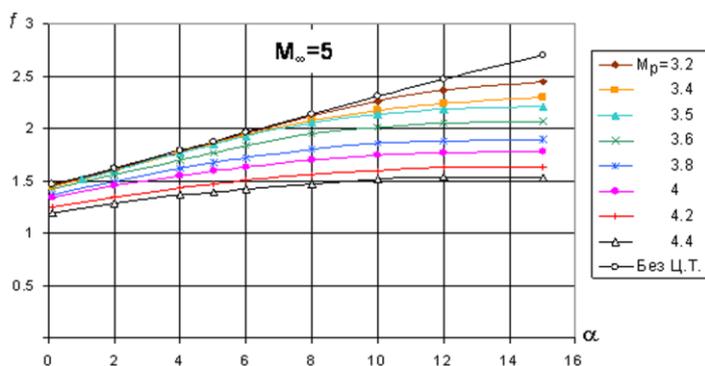


Рис. 6. Зависимости коэффициентов расхода воздуха от угла атаки при различных значениях M_p

торможения потока экраном, с ростом угла атаки уменьшается почти линейно, в то время как абсолютная величина производной v_{cp} существенно увеличивается. При выбранных параметрах экрана на расчетном режиме обтекания компоновки ($M_\infty = 5$, $\alpha = 6^\circ$) местное значение числа M потока на входе воздухозаборника в результате предварительного торможения потока уменьшается по сравнению с M_∞ примерно на единицу (до $M_{cp} \approx 4$). В то же время, относительные потери полного давления $\Delta v = 1 - v_{cp}$ в формируемом экраном скачке уплотнения остаются сравнительно небольшими и составляют около 10%.

Результаты расчетов коэффициентов расхода воздухозаборников \bar{f} для различных значений параметра M_p , в том числе без центральных тел, представлены на рис. 6. Видно, что с увеличением угла атаки во всем исследованном диапазоне коэффициенты расхода воздуха, вследствие повышения интенсивности предварительного торможения потока экраном, увеличиваются. Зависи-

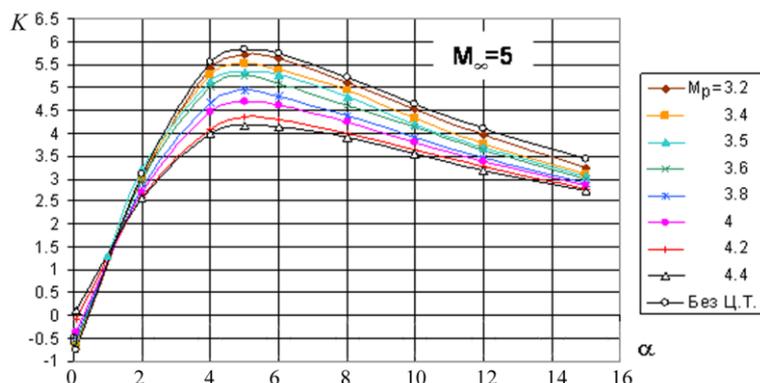


Рис. 7. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при различных значениях M_p

мость $\bar{f}(\alpha)$, полученная без учета влияния центральных тел, является почти линейной. Коэффициенты расхода воздухозаборников с центральными телами, соответствующими значениям $M_p = 3.2 \div 3.6$, при относительно небольших углах атаки $\alpha \leq 6^\circ$ близки к тем, которые получены без центральных тел. С ростом углов атаки и при увеличении параметра M_p влияние центральных тел проявляется в существенном уменьшении коэффициентов расхода.

Результаты расчетов аэродинамического качества рассматриваемой компоновки ЛА $K = c_{y_a} / c_{x_a}$ при числе $M_\infty = 5$ при различных параметрах M_p (c_{y_a} и c_{x_a} — соответственно коэффициенты аэродинамической подъемной силы и лобового сопротивления, рассчитанные по описанной выше методике в скоростной системе координат), представлены на рис. 7. Максимальные значения аэродинамического качества K_{\max} достигаются при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ и меняются, в зависимости от наличия центральных тел воздухозаборников и параметра M_p , в широких пределах: от 5.8 до 4.1. Влияние центральных тел воздухозаборников, таким образом, может приводить к очень существенному изменению K_{\max} — до 30%.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Испытания модели рассматриваемой компоновки ЛА проводились в АДТ ЦАГИ Т-116 при числах M набегающего потока $M_\infty = 4$ и 5 в диапазоне углов атаки α от -4° до 20° .

Параметры потока в рабочей части АДТ, реализованные в процессе испытаний, представлены в табл. 1.

Таблица 1

M	P_0 , кгс/м ²	$P_{ст}$, кгс/м ²	q , кгс/м ²	T_0 , К	$Re \cdot 10^{-6}$, $l = 1$ м
4.05	60000	370	4247	288	26.4
5.07	50300	88	1580	469	6.6

Модель исследовалась с тремя вариантами пятиступенчатых центральных тел воздухозаборников, геометрические параметры которых указаны на рис. 8 и в табл. 2.

Таблица 2

№ центрально-го тела	Вход	M_p	X_0	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	r_1	r_2	r_3	r_4	r_5	h_T	F_T
1	$r_{вх} = 52$ $F_{вх} = 2831.6$	3	138.4	49.4	79.6	100.3	111.4	143.9	6.5	13.2	19.7	24.35	41.3	11.8	1451
2		3.5	160.9	66.2	102.3	124.4	137	165.3	8.8	16.7	23.7	29.3	43.5	9.85	1191
3		4	179.4	81.9	122.1	145.3	158.3	182.9	10.8	19.7	27	32.4	45.1	7.88	936

Примечание. Размеры приведены в мм.

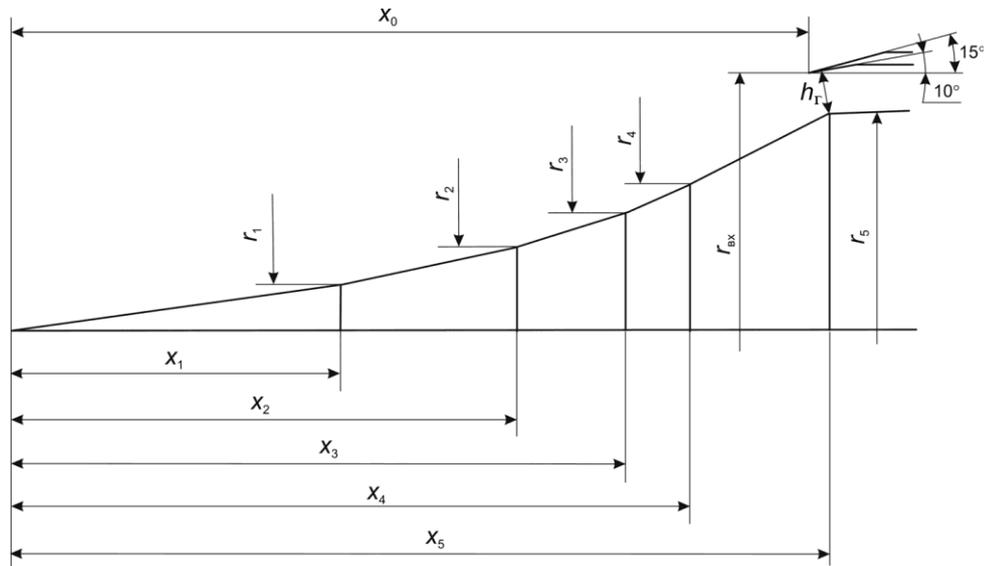


Рис. 8. Схема центрального тела воздухозаборника

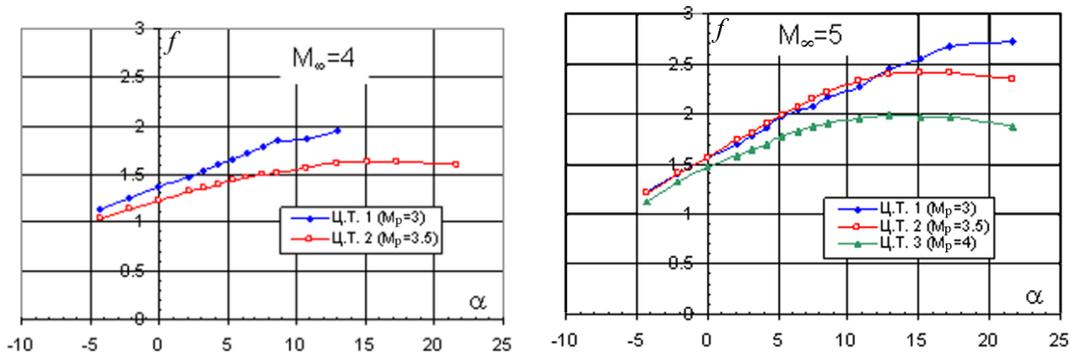


Рис. 9. Результаты эксперимента, отражающие влияние модификаций центрального тела воздухозаборного устройства на расходные характеристики модели

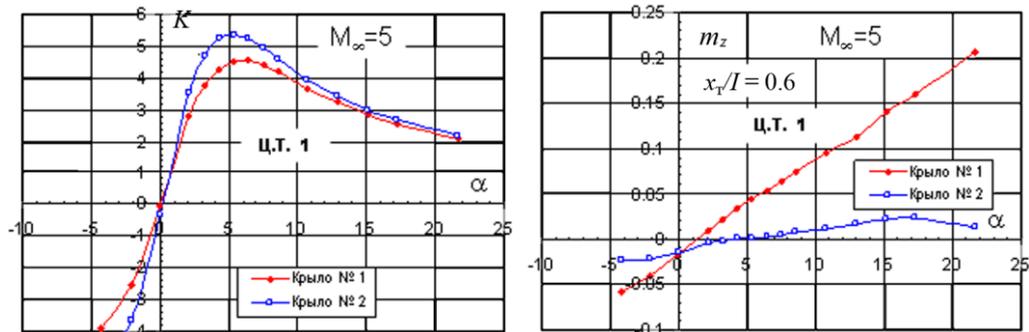


Рис. 10. Зависимости аэродинамического качества и коэффициента момента тангажа от угла атаки

Результаты эксперимента, отражающие влияние модификаций центрального тела воздухозаборного устройства на расходные характеристики модели, представлены на рис. 9. На исследованных режимах обтекания величины коэффициентов расхода воздухозаборников меняются в широких пределах. На расчетном режиме обтекания ($M_\infty = 5$, $\alpha = 6^\circ$) для центральных тел № 1 и № 2 ($M_p = 3$ и 3.5) коэффициент расхода $f \approx 2$, что находится в хорошем соответствии с представленными выше расчетными данными для двухступенчатых центральных тел, сходных по параметру M_p .

С увеличением площади консолей крыла в 2.4 раза (при переходе от крыла № 1 к крылу № 2), как видно из результатов, представленных на рис. 10, происходит существенное увеличение аэродинамического качества компоновки. При этом наблюдается уменьшение степени статической неустойчивости по тангажу, и центр давления смещается к хвостовой части модели

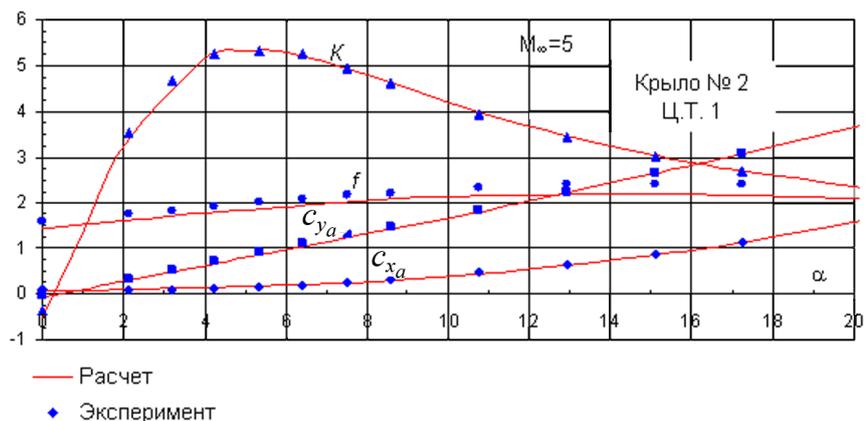


Рис. 11. Сопоставление аэродинамических характеристик модели, полученных в расчетах и эксперименте

на $8 \div 10\%$. Балансировка ЛА (обращение в ноль коэффициента момента тангажа m_z) в случае крыла № 2 достигается при отсутствии отклонений каких-либо органов управления, в качестве которых могут рассматриваться, например, элевоны на задних кромках крыла.

Расчеты аэродинамических характеристик модели с центральными телами № 1 и крылом № 2, выполненные для сопоставления с экспериментальными данными (рис. 11), показали хорошее соответствие результатов, получаемых разными методами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследований показали, что рассматриваемая интегральная компоновка ЛА при использовании предварительного торможения потока перед входными устройствами воздухозаборников, осуществляемого экраном волнолетной формы, позволяет обеспечить высокие значения аэродинамического качества ($K_{\max} \approx 5.3$ при $M \approx 5$) в сочетании с высокими значениями коэффициентов расхода воздухозаборных устройств ($f \approx 2$ на режиме K_{\max}).

ЛИТЕРАТУРА

1. Губанов А. А., Прицуло М. Ф., Ручьев В. М. О минимуме сопротивления летательного аппарата с учетом протока воздуха через двигатель // ТВФ. 1993. Т. LXVII, № 2 — 3, с. 20 — 23.
2. Гусев В. Н. Интеграция планера гиперзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII, № 5, с. 3 — 11.
3. Губанов А. А., Коваленко В. В., Прицуло М. Ф., Ручьев В. М., Хлевной В. В. О применении волнолетних форм для предварительного торможения потока перед воздухозаборниками летательных аппаратов при больших сверхзвуковых скоростях // ТВФ. 1997. Т. LXXI, № 2, с. 10 — 15.
4. Братчев А. В., Ватолина Е. Г., Горский В. В., Збарский Д. А., Коваленко В. В., Полежаев Ю. А., Сахаров В. И. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов. — Изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011.
5. Руководство для конструкторов по проектированию самолетов и крылатых ракет. — ЦАГИ. 1979. Т. I, кн. 4, вып. 1.
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 // Труды ЦАГИ. 1987, вып. 2328, с. 3 — 16.

Рукопись поступила 26/II 2013 г.