

УДК 533.601.32

## **Анализ возможностей улучшения характеристик разгона высокоскоростного воздушно-реактивного летательного аппарата**

**Ю.П. Гунько, И.И. Мажуль**

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: mazhul@itam.nsc.ru

Представлены результаты параметрических расчетов суммарных тягово-аэродинамических характеристик и характеристик разгона малоразмерного высокоскоростного летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем. Определены интегральные параметры разгона от числа Маха полета в диапазоне  $M_\infty = 4\div 7$ : время, потребный расход топлива и дальность. Рассмотрена схематизированная конфигурация аппарата, позволившая исследовать влияние таких основных параметров, как форма носовой части аппарата, углы наклона поверхностей сжатия струи, захватываемой воздухозаборником, углы наклона внешних аэродинамических поверхностей планера, относительная площадь в плане консолей крыла, относительная площадь выходного сечения сопла. Проведенная сравнительная оценка влияния этих параметров показывает возможности улучшения характеристик разгона аппарата рассматриваемого типа.

**Ключевые слова:** сверхзвуковые скорости, малоразмерный летательный аппарат, тягово-аэродинамические характеристики, характеристики разгона, параметрический анализ.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Одним из основных направлений, определяющих в настоящее время развитие передовых авиационно-космических технологий в наиболее индустриально развитых странах, является создание высокоскоростных летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями (ВРД), рассчитанных на полет с числами Маха  $M_\infty > 4$ . Особый интерес представляет создание аппаратов с ВРД, у которых подвод горючего осуществляется в поток со сверхзвуковой скоростью на входе в камеру сгорания гиперзвукового прямоточного ВРД (ГПВРД) и которые являются перспективными для освоения гиперзвуковых скоростей. Проблемы создания летательных аппаратов с ГПВРД исследуются с конца 1950-х — начала 1960-х годов, когда Е.С. Щетинковым в России и рядом исследователей за рубежом была предложена и обоснована идея этого двигателя. Разработки ГПВРД проводились и проводятся во многих странах с развитой авиационно-космической промышленностью. Несмотря на большие достижения в исследованиях процессов и технологии разработки ГПВРД, задача создания двигателя такого типа, который мог бы использоваться в реальном проекте гиперзвукового летательного аппарата, остается все еще нерешенной.

© Гунько Ю.П., Мажуль И.И., 2008

Решение проблем создания аппаратов с ГПВРД требует проведения большого числа экспериментальных исследований. В то же время существующие наземные газодинамические установки не обеспечивают полное моделирование реальных процессов в тракте ГПВРД при числах Маха полета  $M_\infty > 6-8$ . В связи с этим особое значение приобретает проведение летных исследований с применением для отработки ГПВРД малоразмерных экспериментальных аппаратов, имеющих продольный размер порядка длины двигательного модуля, так называемых летающих лабораторий. Уже на ранних стадиях исследований водородного ГПВРД в 70-х годах была разработана концепция (Е.С. Щетинков, М.М. Бондарюк) создания экспериментального двигателя, испытываемого в натуральных условиях полета. Эта концепция реализована ЦИАМ (Центральный институт авиационного моторостроения) совместно с ТМКБ (Тушинское машиностроительное КБ) «Союз», КБХМ (КБ хим. машиностроения) и другими организациями — разработаны и проведены испытания двухрежимного ГПВРД в летных условиях на созданной летающей лаборатории «Холод» [1, 2]. Осесимметричный двигательный модуль устанавливался как головная часть на ракете, стартующей с пусковой установки и выходящей на баллистическую траекторию полета, достигая чисел Маха  $M = 3,5-6,5$ . Позднее как в России, так и за рубежом была развита концепция испытаний несимметричных модулей ГПВРД в компоновке с планером малоразмерного экспериментального самолета [1–9]. Эти экспериментальные аппараты, так называемые демонстраторы, также выводятся на некоторую траекторию полета с помощью существующих ракет и далее осуществляют самостоятельный полет на заданном режиме. Практически концепция впервые реализована в недавней программе США «Hurer-X», в рамках которой был создан экспериментальный комплекс, включающий разгонную систему из самолета-носителя B-52 и ракеты «Пегас» для выведения малоразмерного самолета X-43 на траекторию для испытаний ГПВРД при числах Маха  $M_\infty = 7$  и  $10$  [7, 8]. В настоящее время разработки малоразмерных экспериментальных летательных аппаратов — демонстраторов для испытаний ГПВРД — продолжаются, и при этом возникают свои специфические проблемы.

Одной из таких проблем является обеспечение либо как можно большей длительности фазы активного испытательного полета аппарата с работающим двигателем при заданном числе Маха, либо ускоренного полета в некотором диапазоне чисел Маха. Решение этой проблемы связано, в частности, с выбором геометрических параметров экспериментального аппарата, обеспечивающих либо максимально возможный запас горючего на его борту, либо определение минимально возможного запаса горючего, потребного на разгон в заданном диапазоне скоростей.

В настоящей работе рассматривается модельная задача по определению влияния различных конструктивных параметров на характеристики разгона типичной конфигурации малоразмерного аппарата с ГПВРД, рассчитанного на числа Маха полета от  $M_\infty = 4$  до  $M_\infty = 7$ . Для простоты рассматривается разгон такого рода аппарата по траектории полета при постоянном скоростном напоре  $q_\infty = \text{const}$ . Предполагается, что аппарат вначале выводится с помощью ракеты к начальной точке траектории полета с числом Маха  $M_\infty = 4$ , а далее самостоятельно разгоняется до  $M_\infty = 7$ . Рассматривается разгон аппарата на режиме работы ГПВРД с подводом горючего в сверхзвуковой поток на входе в камеру сгорания. Исследуется влияние таких основных параметров аппарата, как форма носовой части, углы наклона поверхностей сжатия струи, захватываемой

воздухозаборником, углы наклона внешних аэродинамических поверхностей планера, относительные площади в плане консолей крыла, выходного сечения сопла и дается их сравнительная оценка для возможной оптимизации характеристик разгона, в частности, потребных затрат топлива.

### 1. БАЗОВАЯ КОНФИГУРАЦИЯ АППАРАТА

Для целей настоящего исследования выбиралась базовая схематизированная конфигурация летательного аппарата, относительно которой проводились вариации основных геометрических параметров. Общий вид, основные размеры и обозначения для базовой конфигурации можно видеть на рис. 1. Она представляет собой традиционную интегральную схему высокоскоростного аппарата с расположением «коробчатой» мотогондолы ГПВРД с плоским воздухозаборником под несущим корпусом. Планер аппарата образуется корпусом в виде полигонального несущего тела в комбинации с дельтовидным крылом. Носовая часть корпуса имеет плоскую, треугольную в плане, нижнюю поверхность, являющуюся поверхностью предварительного сжатия потока перед воздухозаборником. Выбранная конфигурация позволяет достаточно просто варьировать такие интегральные параметры аппарата как площадь в плане, площадь миделевого сечения, объем, углы наклона поверхностей и т. п. Конфигурация имеет общую длину  $L = 5$  м, площадь в плане  $S_{пл} = 4,8$  м<sup>2</sup>, относительную площадь крыла  $\bar{S}_{кр} = S_{кр}/S_{пл} = 0,46$ .

Для конфигурации рассматривается простейший воздухозаборник с односкачковым клином внешнего сжатия и расчетным числом Маха  $M_p = 7$  при угле атаки  $\alpha = 0$ . Относительная лобовая площадь воздухозаборника, определяемая с учетом носовой поверхности предварительного сжатия, как показано на рис. 1, равна  $F_0/S_{пл} = 0,05$ . Относительная площадь горла воздухозаборника равна  $\bar{F}_2 = F_2/F_0 = 0,135$ . Камера сгорания имеет начальный участок подвода горючего с постоянной площадью поперечного сечения  $F_{к1} = F_{г}$ , а затем расширяющийся участок с относительной площадью  $\bar{F}_{кр} = F_{кр}/F_{г} = 2,1$ . Сопло двигателя с косым срезом расположено в хвостовой части корпуса таким образом, что корпус имеет донный торец, необходимый для стыковки аппарата с разгонной ракетной ступенью. Плоскость кромок сопла с косым срезом задается углом  $\psi_c$ , при этом относительная эффективная площадь выходного сечения сопла, определяемая проекцией его кромок на плоскость, перпендикулярную строительной горизонтали, и показанная на рис. 1, равна  $\bar{F}_c = F_c/F_0 = 1,35$ .

Кроме того, для базового варианта рассматриваемой конфигурации приняты следующие значения углов наклона поверхностей (относительно строительной горизонтали аппарата и двигателя):

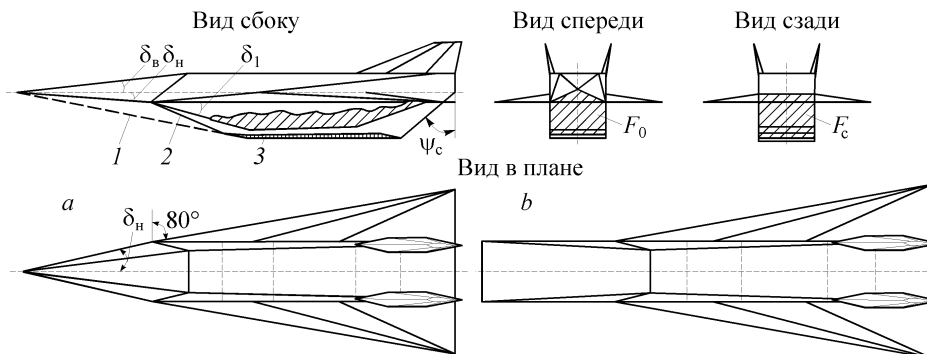


Рис. 1. Общий вид конфигураций: базовой, с треугольной носовой частью (а), с прямоугольной носовой частью (b).

1 — носовой скачок уплотнения, 2 — боковые щеки воздухозаборника, 3 — канал ГПВРД.

- угол наклона носовой поверхности предварительного сжатия  $\delta_n = 5^\circ$ ,
- угол наклона клина сжатия воздухозаборника  $\delta_1 = 15^\circ$ ,
- внутренний угол поднутрения обечайки воздухозаборника  $\delta_{вн} = 5^\circ$ ,
- внешний угол наклона обечайки  $\delta_{внеш} = 10^\circ$ ,
- угол наклона верхней поверхности носовой части  $\delta_b = 6^\circ$ ,
- угол раскрытия носовой поверхности в плане  $\varphi_n = 11,8^\circ$ ,
- угол косога среза сопла  $\psi_c = 45^\circ$ .

Базовая конфигурация аппарата включает треугольное крыло с углом стреловидности  $\chi = 80^\circ$ , трапециевидным профилем с плоской нижней поверхностью и относительной толщиной  $\bar{c} = 0,03$ , а также двухкилевое вертикальное оперение с углом стреловидности  $\chi = 65^\circ$ , трапециевидным профилем с  $\bar{c} = 0,06$  и суммарной относительной площадью  $\bar{S}_{в.о.} = S_{в.о.}/S_{пл} = 0,095$ .

## 2. МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЯГОВО-АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Постановка задачи предполагает определение суммарных тягово-аэродинамических характеристик аппарата, т. е. получение как «внешних» аэродинамических параметров планера, так и тяговых характеристик силовой установки. Расчет внешнего обтекания и определения суммарных аэродинамических характеристик планера основан на приближенном подходе [10,11] с использованием модифицированного метода «скачок–расширение». В этом приближении пренебрегается интерференцией между элементами планера – корпусом и крылом, корпусом и оперением, корпусом и мотогондолой и т. п. Силы трения рассчитываются в допущении локальной двумерности вязкого обтекания с использованием аналитических соотношений для пограничного слоя в плоском течении. Пограничный слой на всех обтекаемых поверхностях полагался полностью турбулентным. Переход пограничного слоя через точку излома продольного контура поверхности в расчетах внешнего обтекания планера определяется с использованием гипотезы о равенстве толщины потери импульса непосредственно перед и за точкой излома, и дальнейшим расчетом развития пограничного слоя с использованием так называемой эффективной длины. Обтекание при этом предполагается безотрывным и не учитывается вытесняющее действие пограничного слоя. В результаты расчета включено также донное сопротивление той части торца корпуса, которая не занята соплом. Величина относительной донной площади торца для базового варианта составила  $\bar{S}_{дон} = S_{дон}/S_{пл} = 0,024$ . При этом величина донного давления оценивалась по известной формуле Кюхемана как  $\bar{p}_д = p_д/p_\infty = 1/M_\infty$ .

При расчете характеристик воздухозаборника использована методика, основные особенности которой заключаются в следующем:

- предполагается, что при обтекании аппарата за скачком от носовой части под ее нижней поверхностью перед воздухозаборником формируется однородный поток. Параметры этого потока определяются на основе квазидвумерных приближений для расчета обтекания треугольных крыльев и плоских треугольных элементов пирамидально-образных несущих тел [12],
- расчет собственно воздухозаборника проводится в предположении плоской схемы обтекания, то есть скачки, образуемые клином сжатия и обечайкой воздухозаборника, рассматриваются как плоские,
- при определении характеристик воздухозаборника учитываются силы трения и вытесняющее действие турбулентного пограничного слоя, который рассчитывается также на основе соотношений для пограничного слоя в плоском течении.

Переход пограничного слоя через скачки уплотнения на клиньях сжатия определяется с использованием законов сохранения расхода, энергии, изменения количества движения и с расчетом «эффективных» длин,

– параметры местного потока вблизи передней кромки обечайки, необходимые для расчета аэродинамических характеристик внешней обечайки мотогондолы, определяются из расчета участка внешнего сжатия воздухозаборника,

– оценка характеристик участка внутреннего сжатия и параметров в горле воздухозаборника осуществляется с использованием законов сохранения расхода, энергии и изменения количества движения с учетом внутреннего скачка, возникающего на обечайке, и силы сопротивления, определяемой по коэффициенту среднего давления,

– параметры течения по тракту воздухозаборника определяются с использованием модели совершенного газа с не изменяющимся в процессе сжатия показателем адиабаты,  $\gamma_r = \gamma_\infty$ .

Для двигателя рассматривается режим работы с подводом горючего в поток со сверхзвуковой скоростью на входе в камеру сгорания во всем диапазоне рассматриваемых скоростей полета аппарата. Для расчета термогазодинамики внутреннего течения с подводом горючего и адиабатического течения в сопле используются одномерные соотношения. Теплоемкость газа для течения в канале двигателя предполагается постоянной, характеризуемой средним (эффективным) показателем адиабаты  $\gamma_{п.с.} = \text{const}$ , выбираемым с учетом известных результатов расчета теплофизических свойств продуктов сгорания. При подводе горючего на режиме работы двигателя с заданным коэффициентом избытка воздуха  $\alpha_b = \text{const}$  предполагается, что сначала подвод горючего осуществляется на участке камеры сгорания с постоянной площадью поперечного сечения  $F_{к1} = \text{const}$ . Если на этом участке не происходит теплового запираания и возможно подвести все горючее, необходимое для получения заданного  $\alpha_b$ , так что в выходном сечении участка получается сверхзвуковая скорость, то дальше осуществляется расчет расширяющегося участка канала двигателя как для адиабатического течения. Если же на участке с  $F_{к1} = \text{const}$  возникает тепловое запираание, то предполагается, что сюда подводится только часть горючего, которая соответствует условию запираания и скорости на выходе участка с числом Маха  $M_{кc} = 1,05$ . Затем в расширяющемся участке камеры сгорания с  $F_{к2} > F_{к1}$  подводится оставшаяся масса горючего при условии сохранения  $M_{кc} = 1,05 = \text{const}$ . Этот дополнительный подвод осуществляется до сечения, в котором достигается заданное значение  $\alpha_b$ . Положение этого сечения ограничено тем, что этот дополнительный подвод горючего может осуществляться лишь до начала участка расширения продуктов сгорания в сопле без подвода горючего.

Расчет параметров реактивной струи в выходном сечении сопла с косым срезом проводится также в предположении одномерности течения, предполагаемого адиабатическим, и в предположении постоянства эффективного показателя адиабаты продуктов сгорания,  $\gamma_c = \gamma_{п.с.} = \text{const}$ . Предполагается, что реактивная струя в выходном сечении направлена по оси двигателя  $\vec{n}_{дв}$  (совпадающей со строительной горизонталью), но при этом в действующих реактивных силах учитывается нормальная составляющая, связанная с избыточным давлением на выходе сопла с косым срезом. По параметрам реактивной струи в выходном сечении определяется внутренняя тяга и другие тягово-экономические характеристики двигателя.

При определении результирующих сил, действующих на аппарат с ВРД в целом, имеются различные способы представления и разложения этих сил на систему составляющих тяговых и аэродинамических сил, см. [13, 14]. Удобство использования того или иного способа зависит от рассматриваемой задачи. Следует заметить, однако, что результирующие силы, действующие на аппарат, не зависят от используемого способа представления и разложения сил. В настоящей работе результирующие тягово-аэродинамические силы определяются как сумма сил, приложенных к внешним поверхностям планера и мотогондолы, омываемым внешним потоком, и к поверхностям аппарата и канала воздухозаборника, омываемым струей двигателя, аналогично тому, как это принято в [10] и [13]. Используемое разложение сил может быть представлено в виде

$$\vec{R}_{\text{ЛА}} = \vec{R}_{\text{пл}} + \vec{R}_{\text{нос}} + \vec{R}_{\text{воз}} + \vec{R}_{\text{дв}},$$

где  $\vec{R}_{\text{ЛА}}$  — вектор результирующих тягово-аэродинамических сил, действующих на аппарат в целом; векторы равнодействующей сил, приложенных:  $\vec{R}_{\text{пл}}$  — к внешним поверхностям планера и мотогондолы, не омываемым струей, проходящей через двигатель,  $\vec{R}_{\text{нос}}$  — к поверхности носовой части аппарата, омываемой струей, захватываемой воздухозаборником,  $\vec{R}_{\text{воз}}$  — к поверхностям участков внешнего и внутреннего сжатий воздухозаборника до сечения горла,  $\vec{R}_{\text{дв}}$  — к поверхностям двигательного тракта от сечения горла воздухозаборника до сечения на выходе из сопла. Вектор  $\vec{R}_{\text{дв}}$  определяется по изменению количества движения струи в канале двигателя на участке от сечения в горле воздухозаборника до выходного сечения сопла с косым срезом в виде

$$\vec{R}_{\text{дв}} = -(\vec{I}_{\text{с}} - \vec{I}_{\text{г}}).$$

Здесь  $\vec{I}_{\text{с}} = p_{\text{с}} \gamma_{\text{с}} M_{\text{с}}^2 F_{\text{с}} \vec{n}_{\text{дв}} + (p_{\text{с}} - p_{\infty}) F_{\text{с}} \vec{n}_{\text{с}} / \cos \psi_{\text{с}}$  — вектор выходного импульса реактивной струи,  $F_{\text{с}}$  — эффективная площадь сопла  $F_{\text{с}}$ , показанная на рис. 1,  $\vec{n}_{\text{дв}}$  — единичный направляющий вектор оси двигателя, совпадающей со строительной горизонталью аппарата,  $\vec{n}_{\text{с}}$  — единичный направляющий вектор плоскости кромок выходного сечения сопла с косым срезом, определяемым углом  $\psi_{\text{с}}$ ;  $\vec{I}_{\text{г}} = I_{\text{г}} \vec{n}_{\text{г}}$ ,  $I_{\text{г}} = p_{\text{г}} (1 + \gamma_{\text{г}} M_{\text{г}}^2) F_{\text{г}} - p_{\infty} F_{\text{г}}$  — вектор и величина импульса воздушной струи в горле воздухозаборника,  $\vec{n}_{\text{г}}$  — единичный направляющий вектор оси горла воздухозаборника ( $\vec{n}_{\text{г}} = \vec{n}_{\text{дв}}$ ).

Коэффициенты компонент аэродинамических и результирующих тягово-аэродинамических сил в скоростной системе координат определялись по отношению к суммарной площади конфигурации в плане с крылом  $S_{\text{пл}}$ , за исключением оговоренных случаев.

Далее, в России в авиационной практике принято определять силы, действующие на летательный аппарат со стороны воздушно-реактивного двигателя, с использованием понятия так называемой внутренней тяги двигателя, определяемой стандартным образом по параметрам струи, захватываемой воздухозаборником, и параметрам реактивной струи, истекающей из сопла. При этом разложение сил, действующих на аппарат с ВРД в целом, на систему составляющих тяговых и аэродинамических сил, отличается от принятого в настоящей работе. В частности, упомянутая выше система включает силы по так называемому жидкому контуру

воздухозаборника (см. [14]). Поэтому в рамках проведенного анализа были рассчитаны коэффициент внутренней тяги и удельные характеристики двигателя, соответствующие этой тяге, в стандартном виде:

$$\begin{aligned}
 T_{\text{дв}} &= I_c - I_\infty, \\
 I_c &= p_c(1 + \gamma_c M_c^2)F_c - p_\infty F_c, \\
 I_\infty &= \rho_\infty V_\infty^2 F_\infty = p_\infty \gamma_\infty M_\infty^2 f F_0, \\
 C_T &= T_{\text{дв}} / (\rho_\infty V_\infty^2 F_0 / 2), \\
 J_{\text{уд}} &= T_{\text{дв}} / \dot{m}_T, \\
 \dot{m}_T &= \frac{\dot{m}_\infty}{\alpha_B L_0}.
 \end{aligned}$$

Здесь  $F_\infty$  и  $\dot{m}_\infty = \rho_\infty V_\infty F_\infty$  — площадь сечения и секундный расход струи воздуха, захватываемого воздухозаборником и проходящего через двигатель,  $f = F_\infty / F_0$  — коэффициент расхода воздухозаборника,  $C_T$  — коэффициент тяги,  $J_{\text{уд}}$  — удельный импульс,  $\dot{m}_T$  — секундный расход горючего,  $L_0$  — стехиометрический весовой коэффициент горючего,  $\alpha_B$  — коэффициент избытка воздуха.

### 3. ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК РАЗГОНА АППАРАТА

В соответствии с принятыми определениями сил, уравнения движения аппарата как материальной точки по прямолинейной траектории разгона (т. е. при  $d\theta/dt = 0$ ) следует рассматривать в виде:

$$\begin{aligned}
 m \frac{dV}{dt} &= (R_{\text{ЛА}})_x - G \sin \theta, \\
 G \cos \theta - m \frac{V^2 \cos \theta}{r_3 + H} &= (R_{\text{ЛА}})_y,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $V$  — скорость летательного аппарата,  $\theta$  — угол наклона траектории,  $m$  — текущая полетная масса аппарата,  $G = mg$  — текущий полетный вес аппарата,  $g$  — ускорение свободного падения, член  $mV^2/(r_3 + H)$  учитывает центробежную силу,  $r_3$  — радиус Земли,  $H$  — текущая высота полета. Учитывая, что  $g = g_0[r_3/(r_3 + H)]^2$  и круговая скорость на уровне моря равна  $V_{\text{кр0}}^2 = g_0 r_3$ , из второго уравнения системы (1) можно записать

$$k_{\text{ц}} G \cos \theta = (R_{\text{ЛА}})_y, \tag{2}$$

где коэффициент  $k_{\text{ц}} = 1 - \left( \frac{V^2}{V_{\text{кр0}}^2} \right) \frac{r_3 + H}{r_3}$  учитывает изменение центробежного ускорения в зависимости от высоты и скорости полета. В соответствии с расчетными данными, значения этого коэффициента равны 0,98 и 0,93 соответ-

венно при  $M_\infty = 4$  и  $7$ . Из уравнения (2) определяется требуемое значение коэффициента результирующей подъемной силы

$$(C_{Ry})_{\text{потр}} = \frac{(R_{\text{ЛА}})_y}{q_\infty S_{\text{хар}}} = \frac{k_{\text{ц}} G \cos \theta}{q_\infty S_{\text{хар}}}.$$

Здесь  $S_{\text{хар}}$  — характерная площадь, к которой отнесены коэффициенты аэродинамических сил,  $q_\infty = \rho_\infty V_\infty^2 / 2$  — скоростной напор. Соответственно этому значению определяется угол атаки летательного аппарата и коэффициент располагаемой результирующей тангенциальной силы

$$C_{Rx} = \frac{(R_{\text{ЛА}})_x}{q_\infty S_{\text{хар}}}.$$

Как показали предварительные оценки характеристик разгона аппарата, угол наклона рассматриваемой траектории его полета мал ( $\theta < 1^\circ$ ), и можно использовать уравнение для ускорения в виде

$$m \frac{dV}{dt} = C_{Rx} q_\infty S_{\text{хар}},$$

а требуемое значение коэффициента результирующей подъемной силы как

$$(C_{Ry})_{\text{потр}} = \frac{k_{\text{ц}} G_0 (1 - \bar{G}_r)}{q_\infty S_{\text{хар}}},$$

где  $G_0$  — вес летательного аппарата в начальной точке траектории движения,  $\bar{G}_r = G_r / G_0$  — относительный вес израсходованного горючего. Соответственно дифференциальные уравнения для определения характеристик разгона принимают вид:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= k_{\text{ц}} g \frac{C_{Rx}}{(C_{Ry})_{\text{потр}}}, \\ \frac{dG}{dt} &= -\dot{m}_r = -\frac{\dot{m}_\infty}{\alpha_B L_0} = -\frac{C_T}{J_{\text{уд}}} q_\infty F_0, \\ \frac{dL}{dt} &= V. \end{aligned}$$

Интегрирование этих обыкновенных нелинейных уравнений движения выполнялось приближенно следующим образом.

Во-первых, проводился расчет суммарных тягово-аэродинамических характеристик аппарата для фиксированного ряда значений числа Маха набегающего потока, начиная с  $M_\infty = 4$  с шагом  $\Delta M_\infty = 0,1$  в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0-10^\circ$  с шагом  $\Delta \alpha = 2^\circ$ . Данные, полученные для каждого из чисел Маха  $M_\infty = \text{const}$  этого ряда, а именно зависимости коэффициента результирующей тангенциальной силы  $C_{Rx}$  и величины  $C_T / J_{\text{уд}} = \dot{m}_r / q_\infty F_0$  от коэффициента результирующей подъемной силы  $C_{Ry}$  аппроксимировались методом наименьших квадратов с помощью кубических многочленов. Далее, исходя из полученных таким образом аналитических зависимостей, определялись значения этих величин, соответствующие полет-



ному режиму аппарата при коэффициенте потребной подъемной силы  $(C_{Ry})_{\text{потр}}$ , который зависит от текущего веса аппарата. В соответствии с определенными таким образом тягово-аэродинамическими характеристиками, интегрирование уравнений движения проводилось по методу Эйлера с шагом по времени, соответствующим изменению числа Маха полета на величину  $\Delta M_\infty = 0,1$ .

## 5. УСЛОВИЯ РАСЧЕТА

Оценки тягово-аэродинамических характеристик и характеристик разгона рассматриваемого высокоскоростного аппарата получены для траектории полета с постоянным скоростным напором  $q_\infty = 50$  кПа в диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M_\infty = 4-7$ . Высота полета при текущем числе Маха определяется по значению статического давления  $p_H = q_\infty / (\gamma M_\infty^2 / 2)$  для стандартной атмосферы, эта высота изменяется в диапазоне  $H = 22-27$  км.

В качестве топлива рассмотрено углеводородное горючее с теплотворной способностью  $H_u = 0,454 \cdot 10^8$  дж/кг и стехиометрическим весовым коэффициентом  $L_0 = 15,3$ . Значение среднего показателя адиабаты продуктов сгорания принято равным  $\gamma_{\text{п.с.}} = 1,2$ . Рассматривался режим работы двигателя с коэффициентом избытка воздуха  $\alpha_b = 1$ .

При проведении расчетов характеристик разгона задавался начальный вес  $G_0$  аппарата при числе Маха  $M_\infty = 4$  с располагаемым запасом горючего  $(\bar{G}_T)_{\text{расп}} = G_T / G_0 = 0,167$ . В случае вариаций геометрии конфигурации по сравнению с базовой предполагалось, что начальные весовые параметры аппарата не изменяются.

## 6. РЕЗУЛЬТАТЫ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ХАРАКТЕРИСТИК АППАРАТА

### 6.1. Базовая конфигурация

Тягово-аэродинамические характеристики базовой конфигурации рассматриваемого аппарата в зависимости от числа Маха при нулевом угле атаки представлены на рис. 2, 3. На рис. 2 приведены характеристики воздухозаборника — коэффициент расхода  $f$ , относительное давление  $\bar{p}_r = p_r / p_\infty$  и коэффициент восстановления полного давления в горле  $v_r = p_{0r} / p_{0\infty}$ , на рис. 3 — коэффициент тяги  $C_T$  и удельный импульс  $J_{\text{уд}}$ . Следует отметить, что коэффициенты тяги и, соответ-

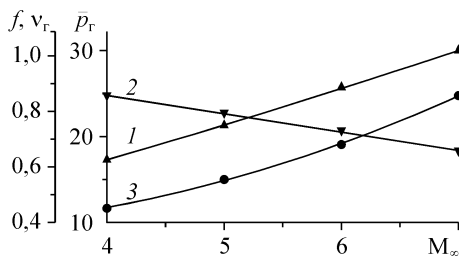


Рис. 2. Характеристики воздухозаборника базовой конфигурации, коэффициенты: расхода (1), восстановления полного давления в горле воздухозаборника (2), относительного давления в горле (3).

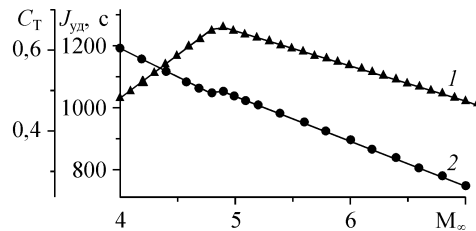


Рис. 3. Тяговые характеристики базовой конфигурации: коэффициент тяги (1), удельный импульс (2).

ственно, результирующей тангенциальной силы повышаются с увеличением скорости полета в диапазоне чисел Маха  $M_\infty = 4-5$ , а при  $M_\infty > 5$  они уменьшаются. Это связано с изменением режима подвода горючего в камере сгорания двигателя с заданным коэффициентом избытка воздуха  $\alpha_B = 1$ . При  $M_\infty \leq 5$  это режим подвода горючего в начальном участке камеры сгорания с постоянной площадью поперечного сечения  $F_{к1} = \text{const}$  при значениях  $\alpha_B > 1$ , соответствующим достижению критической скорости  $M_{кк} = 1,05$  в его выходном сечении, и дополнительным подводом горючего в расширяющемся участке камеры сгорания с  $F_{к2} > F_{к1}$  при  $M_{кк} = 1,05$  вплоть до достижения заданной величины  $\alpha_B = 1$ . При  $M_\infty > 5$  это режим подвода горючего только в начальном участке камеры сгорания с постоянной площадью поперечного сечения при значениях  $\alpha_B = 1$  и со сверхзвуковой скоростью в его выходном сечении  $M_{кк} > 1,05$ .

На рис. 4 представлены поляры  $C_{Ry}$  ( $C_{Rx}$ ) изменения коэффициента результирующей подъемной силы  $C_{Ry} = (R_{ЛА})_y / q_\infty S_{пл}$  в зависимости от коэффициента результирующей тангенциальной силы  $C_{Rx} = (R_{ЛА})_x / q_\infty S_{пл}$  для ряда значений числа Маха полета. Значения  $C_{Rx} > 0$  соответствуют силе, действующей в направлении полета, т. е. движущей силе летательного аппарата. Эти результаты показывают, что на рассмотренных режимах работы двигателя в рабочем диапазоне чисел Маха  $M_\infty = 4-7$  создается положительная тяга и возможен ускоренный полет летательного аппарата с рассматриваемой конфигурацией.

Отметим, что при  $M_\infty > 4$  поляры результирующих сил являются С-образными. А именно, с увеличением угла атаки  $\alpha > 0$  и, соответственно, коэффициента результирующей подъемной силы  $C_{Ry}$  величина коэффициента результирующей тангенциальной силы  $C_{Rx}$  сначала возрастает, а затем, при углах атаки  $\alpha > 3-4^\circ$ , наблюдается заметное уменьшение  $C_{Rx}$ . Указанная особенность поведения результирующих сил типична для конфигураций высокоскоростных аппаратов с расположением тракта силовой установки под несущим корпусом [10, 11]. Она обусловлена тем, что увеличение сопротивления аппарата с ростом угла атаки становится преобладающим по сравнению с увеличением тяги двигателя.

Из отмеченного С-образного характера поляр результирующих тягово-аэродинамических сил происходит также следующая особенность реакции летательного аппарата на случайные возмущения угла атаки. В установившемся полете аппарата с заданным значением числа Маха при  $(C_{Ry})_{потр}$ , соответствующем нижней ветви поляр, возмущения угла атаки, связанные с его увеличением, будут приводить к ускорению аппарата и набору высоты. Аналогичные возмущения угла атаки при значениях  $(C_{Ry})_{потр}$ , соответствующих верхней ветви поляр, будут сопровождаться обычной в таких случаях реакцией — переходом в режим набора высоты с торможением.

Указанная особенность поведения тягово-аэродинамических сил приводит

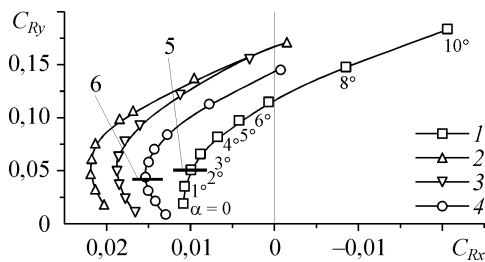


Рис. 4. Тягово-аэродинамические характеристики базовой конфигурации.

$M_\infty = 4$  (1), 5 (2), 6 (3), 7 (4);  $(C_{Ry})_{потр}$  при  $M_\infty = 4$  (5), 7 (6).

Рис. 5. Влияние относительной площади выходного сечения сопла на суммарные тягово-аэродинамические характеристики аппарата.

$\bar{F}_c = 1,35$  (1), 1,82 (2),  $M_\infty = 7$  (светлые значки),  
4 (темные значки).

к своего рода неустойчивости полета летательного аппарата, которая в [10] названа траекторной и которая проявляется, например, в самопроизвольном наборе высоты с ускорением при случайном увеличении угла атаки.

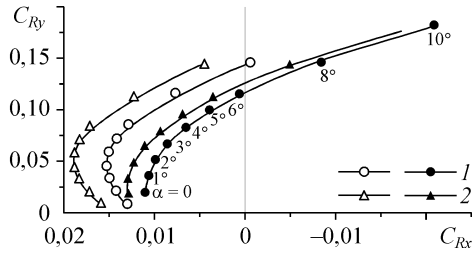
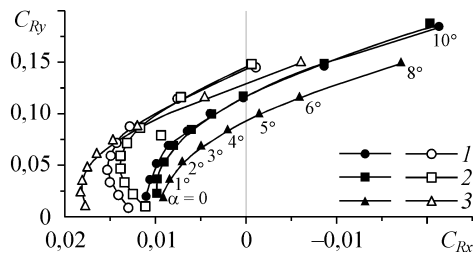
Полету рассматриваемого аппарата соответствуют значения требуемого коэффициента подъемной силы  $(C_{Ry})_{\text{потр}} = 0,04-0,05$ , то есть разгон при числах Маха  $M_\infty > 4$  происходит при углах атаки, соответствующих значениям  $C_{Ry}$ , близким к максимуму  $C_{Rx}(C_{Ry})$ , так что изменения результирующей тангенциальной силы в летном диапазоне углов атаки достаточно малы. И можно ожидать, что проявления указанной траекторной неустойчивости будут слабыми (при  $M_\infty > 4$  и при уменьшении углов атаки по сравнению с теми, которые соответствуют максимуму  $C_{Rx}(C_{Ry})$ ), или не будут проявляться совсем (при  $M_\infty = 4$ ).

Итоговые данные расчетов интегральных параметров разгона для базовой конфигурации показывают следующее: время разгона от  $M_\infty = 4$  до 7 составляет  $t_{\text{разг}} = 251$  сек, относительный расход горючего на разгон  $\bar{G}_r = G_r / G_0 = 0,16$  (при располагаемом запасе горючего  $(\bar{G}_r)_{\text{расп}} = 0,167$ ), дальность полета на участке разгона  $L_{\text{разг}} = 403$  км.

## 6.2. Влияние площади сопла

Рассмотрим изменение характеристик разгона аппарата с увеличением площади выходного сопла ГПВРД вплоть до всей возможной площади донного среза. В этом случае  $\bar{S}_{\text{дон}} = 0$  и относительная площадь сопла возрастает до  $\bar{F}_c = 1,82$ , увеличение по сравнению с исходным значением  $\bar{F}_c = 1,35$  составляет около 35 %.

Для базовой конфигурации с увеличенным соплом внешние аэродинамические характеристики и характеристики воздухозаборника остаются неизменными, тяговые характеристики существенно улучшаются. Сопоставление суммарных тягово-аэродинамических вариантов конфигурации с исходным и увеличенным соплом представлено на рис. 5 для чисел Маха  $M_\infty = 4$  и 7. При  $M_\infty = 4$  и  $\alpha = 0$  коэффициент тяги и удельный импульс для конфигурации с  $\bar{F}_c = 1,82$  по сравнению с  $\bar{F}_c = 1,35$  увеличиваются на ~ 2 %, при этом увеличение коэффициента тангенциальной силы  $C_{Rx}$  составляет ~ 19 %.



При  $M_\infty = 7$  это преимущество возрастает и достигает ~ 9 % и ~ 33 % соответственно.

Рис. 6. Влияние углов наклона поверхностей сжатия на тягово-аэродинамические характеристики аппарата.

Варианты: базовый (1), 1 (2), 2 (3),  $M_\infty = 7$  (светлые значки), 4 (темные значки).

Расчеты параметров по траектории полета показывают, что улучшение тяговых характеристик для конфигурации с увеличенной площадью сопла приводит к большему ускорению аппарата и, как следствие, к меньшему времени разгона до  $M_\infty = 7$ . Так, время разгона уменьшается от величины  $t_{\text{разг}} = 251$  до 215 с. При этом суммарный расход горючего и дальность разгона уменьшаются соответственно до  $\bar{G}_r = 0,138$  и  $L_{\text{разг}} = 345$  км. Таким образом, при рассмотренном увеличении площади сопла возможно уменьшение расхода горючего на  $\sim 16\%$  по сравнению с исходным вариантом базовой конфигурации.

### 6.3. Влияние углов наклона поверхностей сжатия воздухозаборника

Рассмотрим влияние степени предварительного сжатия потока перед воздухозаборником на характеристики разгона. Для этого проведем сопоставление характеристик вариантов конфигурации аппарата с различными углами наклона носовой поверхности предварительного сжатия  $\delta_n$  и наклона клина сжатия собственно воздухозаборника  $\delta_1$ . Помимо базовой конфигурации с  $\delta_n = 5^\circ$  и  $\delta_1 = 15^\circ$  рассмотрим ее варианты с повышенными значениями углов  $\delta_n = 10^\circ$  и  $\delta_1 = 20^\circ$  (вариант 1) и с пониженными значениями  $\delta_n = 3,5^\circ$  и  $\delta_1 = 14,4^\circ$  (вариант 2).

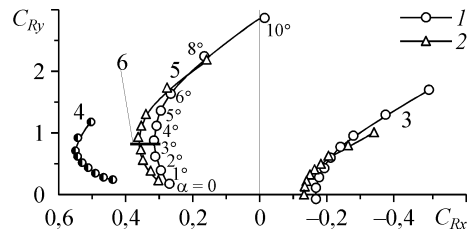
При сопоставлении принималось условие сохранения основных геометрических параметров тракта силовой установки, а именно: постоянство абсолютных значений площадей горла и сопла, а также площадей выходного сечения сопла и донного среза. Отметим, что, соответственно принятым ограничениям, различие в углах наклона поверхностей сжатия приводит также и к отличию некоторых других параметров конфигурации, в частности, лобовой площади воздухозаборника, угла наклона верхней поверхности носовой части  $\delta_b$ . В результате этого рассматриваемые варианты конфигурации имеют следующие значения основных параметров: вариант 1 —  $F_0 = 0,293 \text{ м}^2$ ,  $S_{\text{пл}} = 4,75 \text{ м}^2$ ,  $\delta_b = 1,64^\circ$ ,  $\bar{F}_r = 0,113$ ,  $\bar{F}_c = 1,12$ , вариант 2 —  $F_0 = 0,231 \text{ м}^2$ ,  $S_{\text{пл}} = 4,83 \text{ м}^2$ ,  $\delta_b = 7,3^\circ$ ,  $\bar{F}_r = 0,143$ ,  $\bar{F}_c = 1,42$ .

Полученные расчетные данные показывают, что с увеличением углов наклона поверхностей сжатия потока (вариант 1) наблюдается возрастание степени сжатия потока в горле воздухозаборника, особенно заметное при  $M_\infty = 7$ . Коэффициент расхода при этом мало изменяется при  $M_\infty = 7$ , соответствующем расчетному числу Маха воздухозаборника, и несколько уменьшается при  $M_\infty = 4$ .

Сопоставление результирующих тягово-аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов конфигурации приводится на рис. 6. В целом можно отметить, что при полетных значениях углов атаки  $\alpha = 1-3^\circ$ , с увеличением углов наклона поверхностей сжатия струи, захватываемой воздухозаборником, по сравнению с базовой конфигурацией имеет место увеличение коэффициента результирующей тангенциальной силы  $C_{Rx}$  при  $M_\infty \sim 6-7$  и его уменьшение при  $M_\infty \sim 4$ .

Рис. 7. Влияние относительной площади крыла при  $M = 7$ .

$\bar{S}_{\text{кр}} = 0,46$  (1),  $0,179$  (2), “внешняя” аэродинамика (3), тракт силовой установки (4), суммарные тягово-аэродинамические характеристики аппарата (5),  $(C_{Ry})_{\text{потр}}$  (6).



Такой характер поведения результирующих тягово-аэродинамических характеристик приводит к тому, что все рассмотренные варианты конфигурации обеспечивают достаточно близкие суммарные расходы топлива на разгон аппарата. Так, для базовой конфигурации  $\bar{G}_r = 0,16$ , для варианта 1 с  $\delta_n = 10^\circ$  и  $\delta_l = 20^\circ$  имеем  $\bar{G}_r = 0,168$  и для варианта 2 с  $\delta_n = 3,5^\circ$ ,  $\delta_l = 14,38^\circ$  —  $\bar{G}_r = 0,166$ . Время разгона при этом составляет  $t_{\text{разг}} = 251, 255, 267$  с и дальность разгона  $L_{\text{разг}} = 403, 398$  и  $429$  км соответственно.

#### 6.4. Площадь крыла

Для оценки изменения характеристик разгона аппарата в зависимости от нагрузки на крыло было проведено сопоставление базовой конфигурации, для которой относительная площадь крыла  $\bar{S}_{\text{кр}} = S_{\text{кр}} / S_{\text{пл}} = 0,46$ , со схемой с уменьшенной величиной этой площади  $\bar{S}_{\text{кр}} = 0,179$ . Предполагалось, что крыло уменьшается геометрически подобно, и при этом следует иметь в виду, что, поскольку характеристики продольного момента не рассматриваются и пренебрегается интерференцией между элементами планера — корпусом и крылом, положение последнего по оси  $x$  не существенно. С изменением площади крыла лобовая площадь воздухозаборника  $F_0$  и тяговые характеристики двигателя остаются неизменными. На рис. 7 представлен пример поляр, соответствующих внешним аэродинамическим силам, тракту силовой установки и результирующим тягово-аэродинамическим силам, для рассматриваемых вариантов конфигурации при  $M_\infty = 7$ . Чтобы исключить влияние изменения характерной площади в плане на значения коэффициентов результирующих сил, все силовые характеристики отнесены здесь к одной и той же величине, а именно к лобовой площади  $F_0$  воздухозаборника. Можно видеть, что при углах атаки  $\alpha < 7^\circ$  уменьшение площади крыла приводит к заметному уменьшению внешнего сопротивления и, как следствие, величина результирующей тангенциальной силы увеличивается. Углы атаки, соответствующие потребным значениям коэффициента подъемной силы  $(C_{Ry})_{\text{потр}}$ , увеличиваются при этом примерно на один градус. Углы атаки для режима ускоренного полета при  $M_\infty = 7$  практически соответствуют максимуму  $C_{Rx}$  в зависимости от  $C_{Ry}$ .

Результаты расчета параметров разгона демонстрируются на рис. 8. Заметим, что различие в потребных значениях коэффициента тяги и удельного импульса рассматриваемых вариантов конфигурации обусловлено лишь некоторым различием

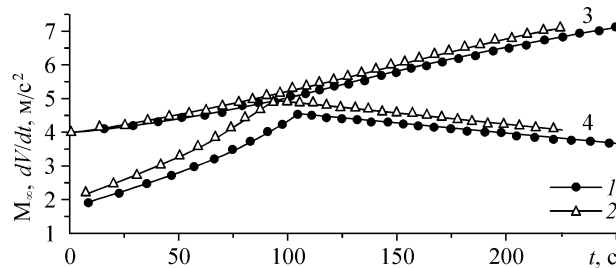


Рис. 8. Влияние относительной площади крыла на характеристики разгона.

$\bar{S}_{\text{кр}} = 0,46$  (1),  $0,179$  (2), число Маха (3), ускорение (4).

летных углов атаки. Увеличение результирующей тангенциальной силы для варианта аппарата с уменьшенным крылом приводит к тому, что он обладает большим ускорением по сравнению с базовым. Время разгона при этом уменьшается до  $t_{\text{разг}} = 225$  с, т. е. на  $\sim 12\%$ . Потребный расход горючего уменьшается на  $\sim 13\%$  и составляет  $\bar{G}_r = 0,141$ , дальность разгона равна  $L_{\text{разг}} = 362$  км.

### 6.5. Наклон верхней поверхности

Рассмотренные выше изменения характеристик разгона аппарата были связаны с вариациями нижних поверхностей сжатия носовой части аппарата и воздухозаборника. Вклад верхних поверхностей планера в аэродинамику аппарата рассматриваемой конфигурации определяется в значительной степени величиной угла наклона носовой части  $\delta_v$ . Был рассмотрен вариант конфигурации, имеющей в плоскости симметрии постоянный угол наклона всей верхней поверхности от носка до кормового среза. Величина этого угла  $\delta_v = 2,3^\circ$  определялась из условия сохранения исходной высоты донного среза  $H_d$ .

Полученные расчетные данные показали, что в этом случае наблюдается уменьшение внешнего сопротивления при малых углах атаки. Например, для  $M_\infty = 7$  и  $\alpha = 0$  это уменьшение составляет  $\sim 10\%$ . Соответственно улучшаются суммарные тягово-аэродинамические характеристики и по сравнению с базовым вариантом время разгона по траектории уменьшается до  $t_{\text{разг}} = 240$  с, суммарный расход топлива составляет  $\bar{G}_r = 0,154$ , дальность разгона  $L_{\text{разг}} = 386$  км.

### 6.6. «Прямоугольная» носовая часть

Исходная конфигурация аппарата имеет треугольную в плане носовую часть. Это приводит к боковому растеканию потока на поверхности сжатия перед воздухозаборником и, как следствие, к уменьшению сжатия потока на входе в канал и в горле воздухозаборника. В связи с этим рассматривался некоторый предельный вариант возможного сжатия потока носовой частью, а именно конфигурация аппарата, имеющая, в отличие от базовой, не треугольную в плане носовую часть, а прямоугольную. При этом характеристики сжатия струи, захватываемой воздухозаборником, определены в предположении плоского течения вдоль носовой поверхности сжатия и клина воздухозаборника, то есть без какого-либо учета потерь на боковое растекание потока на прямоугольной поверхности сжатия носовой части. Изменение формы носовой части приводит к увеличению лобовой площади воздухозаборника  $F_0$  на  $22\%$  и площади в плане  $S_{\text{пл}}$  на  $10\%$ . При сохранении абсолютных величин поперечных площадей двигательного тракта относительные значения горла и сопла становятся равными  $\bar{F}_r = 0,113$  и  $\bar{F}_c = 1,12$ .

Характеристики воздухозаборника конфигурации с прямоугольной носовой частью — коэффициент расхода  $f$ , относительное давление  $\bar{p}_r$  и коэффициент

восстановления полного давления в горле  $v_r$  — представлены на рис. 9 в зависимости от числа Маха  $M_\infty$  для

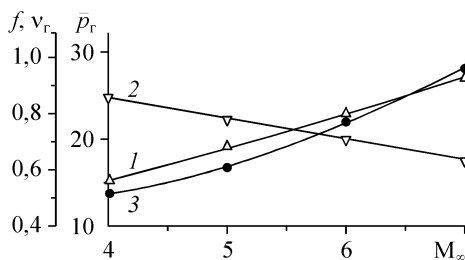
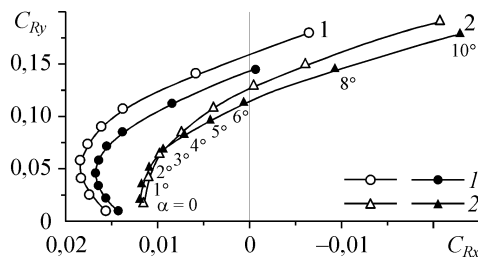


Рис. 9. Характеристики воздухозаборника, схемы с прямоугольной носовой частью.

Коэффициенты: расхода (1), восстановления полного давления в горле воздухозаборника (2), относительное давление в горле (3).

Рис. 10. Сопоставление тягово-аэродинамических характеристик схем с треугольной и прямоугольной носовой частью.

$M_\infty = 7$  (1), 4 (2), базовая конфигурация (темные значки), конфигурация с прямоугольной носовой частью (светлые).



угла атаки  $\alpha = 0$ . Заметим, что в данном случае коэффициент расхода примерно на 6 % меньше, а степень сжатия на 25–14 % больше по сравнению с базовой конфигурацией, имеющей треугольную в плане носовую часть. Коэффициент восстановления полного давления в горле  $v_r$  получается практически таким же. Это связано с тем, что при обтекании треугольной носовой поверхности сжатия имеет место некоторое увеличение коэффициента восстановления полного давления, но при этом увеличивается и скорость потока перед воздухозаборником, так что потери полного давления в последующих скачках уплотнения несколько возрастают. Уменьшение коэффициента расхода связано, главным образом, с увеличением собственной лобовой площади воздухозаборника  $F_0$ . Как и следовало ожидать, для конфигурации с прямоугольной носовой частью наблюдается увеличение степени сжатия потока в горле воздухозаборника.

Для сопоставления результирующих тягово-аэродинамических характеристик в данном случае они нормированы на одну и ту же характерную площадь, а именно, на площадь миделевого сечения, которая остается постоянной для обеих рассматриваемых схем. Расчетные данные показывают, что в диапазоне полетных углов атаки обе схемы имеют близкие значения коэффициента результирующей тангенциальной силы  $C_{Rx}$  при  $M_\infty = 4$  (рис. 10). Однако с ростом числа Маха преимущество схемы с прямоугольной носовой частью становится очевидным. Поэтому конфигурация с прямоугольной носовой частью обеспечивает несколько большее ускорение в области больших чисел Маха рассматриваемого диапазона  $M_\infty = 4-7$ . Так, время разгона уменьшается по сравнению с базовой конфигурацией и составляет  $t_{\text{разг}} = 233$  с. Поэтому, несмотря на более высокие значения секундного расхода горючего, относительный суммарный расход топлива на разгон у нее также несколько ниже и равен  $\bar{G}_r = 0,158$ . Дальность разгона при этом составляет  $L_{\text{разг}} = 372$  км.

Итоговые данные траекторных расчетов приведены ниже.

Характеристика варианта	Время разгона, с	Дальность разгона, км	Относительный вес горючего, $\bar{G}_r/G_0$
Базовая конфигурация	251	403	0,160
Увеличенное сопло, $\bar{F}_c = 1,82$	215	345	0,138
Углы наклона поверхностей сжатия воздухозаборника, $\delta_n = 3,5^\circ$ , $\delta_1 = 14,38^\circ$	267	429	0,166
Увеличенные углы наклона поверхностей сжатия воздухозаборника, $\delta_n = 10^\circ$ , $\delta_1 = 20^\circ$	255	398	0,168
Уменьшенное крыло, $\bar{S}_{\text{кр}} = 0,179$	225	362	0,141
Уменьшенный угол наклона верхней поверхности, $\delta_b = 2,3^\circ$	240	386	0,154
Прямоугольная носовая часть, $\varphi_n = 0$	233	372	0,158

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На примере модельной задачи проведен анализ влияния основных геометрических параметров на суммарные тягово-аэродинамические характеристики мало-размерного высокоскоростного летательного аппарата и характеристики его разгона от числа Маха  $M_\infty = 4$  до  $M_\infty = 7$  по траектории с постоянным скоростным напором  $q_\infty = 50$  кПа. Определены интегральные параметры разгона — время, потребный расход топлива и дальность.

Полученные данные показывают возможные варианты улучшения характеристик разгона аппарата, в частности, уменьшения расхода горючего, потребного на разгон. Наиболее эффективным способом улучшения этих характеристик могло бы быть увеличение площади выходного сечения сопла и/или уменьшение относительной площади крыла. В последнем случае необходимо также учитывать возможное уменьшение веса конструкции аппарата за счет крыла. Достаточно эффективным является также выбор оптимальных углов наклона поверхностей сжатия струи, захватываемой воздухозаборником. Значения угла наклона носовой поверхности сжатия  $\delta_n = 5^\circ$  и клина воздухозаборника  $\delta_1 = 15^\circ$ , выбранные для базовой конфигурации, по-видимому, близки к оптимальным. По данным настоящих расчетов, в которых параметры трехмерного обтекания конфигурации оцениваются приближенно, форма носовой части аппарата оказывает малое влияние на характеристики его эффективности.

Следует отметить, что изменение результирующих тягово-аэродинамических характеристик рассматриваемой конфигурации аппарата в зависимости от угла атаки при числах Маха  $M_\infty > 4$  таково, что при малых углах атаки может проявляться траекторная неустойчивость, характерная для летательных аппаратов с расположением модуля ГПВРД под крылом или несущим корпусом. Однако как показали расчеты, полетные значения углов атаки рассматриваемого аппарата находятся вблизи тех, которые соответствуют максимуму коэффициента результирующей движущей силы в зависимости от коэффициента результирующей подъемной силы, и при этом можно ожидать слабые проявления траекторной неустойчивости.

Следует также отметить, что полученные оценки эффектов влияния основных геометрических параметров конфигурации на изменение характеристик разгона аппарата, в частности, потребного веса горючего, по-видимому, справедливы и для аппаратов большей размерности, имеющих приблизительно те же относительные геометрические параметры планера и силовой установки, а также удельную нагрузку на крыло  $G_0/S_{пл}$ , и осуществляющих полет при близких скоростных напорах. Влияние размерности аппарата в этом случае будет сказываться, в основном, на сопротивлении трения.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Рудаков А.С., Семенов В.Л. Развитие программы летных испытаний водородных ГПВРД в составе гиперзвуковых летающих лабораторий // Сб. тр. межд. конф., Жуковский, 19–24 августа 1997 г. — Авиационные технологии. — 2000. — С. 657–663.
2. Рудаков А.С., Семенов В.Л., Строкин М.В. Обобщение результатов летных испытаний ГПВРД // Авиационные технологии XXI века: Сб. тр. 5-го межд. научно-техн. симпозиума, Жуковский, 17–22 августа 1999 г. — С. 11–14.
3. Бызов В.Н., Гурняк В.С., Пантелеев П.Н. и др. Применение экспериментальных летательных аппаратов для комплексной летной отработки передовых гиперзвуковых технологий в интересах создания перспективных трансатмосферных самолетов и воздушно-космических летательных аппаратов // Сб. тр. межд. конф., Жуковский, 19–24 августа 1997 г. — Авиационные технологии. — 2000. — С. 433–437.
4. Бызов В.Н., Кондратов А.А., Цыплаков В.В. Основные направления и средства при проведении летных исследований проблем гиперзвукового полета перспективных летательных аппаратов // Тр. ЦАГИ. — 1998. — Вып. 2636. — С. 550–556.



5. Григорьев Н.В., Кондратов А.А., Пантелеев П.Н. и др. Летно-экспериментальные комплексы для исследования проблем создания перспективных летательных аппаратов // Тез. докл. Межд. конф. “Фундаментальные проблемы высокоскоростных течений”, Жуковский, 21–24 сентября 2004 г. — С. 538–539.
6. Григорьев Н.В., Кондратов А.А., Цыплаков В.В. и др. Летно-экспериментальные комплексы для опережающих исследований ГПВРД // Сб. тез. Межд. научн.-техн. конф. “Авиадвигатели XXI века”. — Москва, Россия, 6–9 декабря 2005 г. — Т. 1. — С. 186–188.
7. Проекты экспериментальных гиперзвуковых самолетов, изучаемые в США // Техническая информация ЦАГИ. — 1975. — № 16. — С. 1–12.
8. McClinton C.R., Voland R.T., Holland S.D. Wind tunnel testing, flight scaling and flight validation with Hyper-X // AIAA Paper. — 1998. — No. 98-2866.
9. Panneerselvam S. Progress on the design and development of hydrocarbon fueled scramjet engine integrated vehicle towards demonstrating hypersonic autonomous flight // Proc. of the first Inter. Conf. on High Speed Transatmospheric Air & Space Transportation. — June 2007, Hyderabad, India. — P. 46–70.
10. Гунько Ю.П., Белоглазкин А.Н., Кощеев А.Б., Мажуль И.И. Расчетный анализ аэродинамических и суммарных тягово-аэродинамических характеристик ГЛА с ГПВРД // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: Сб. тр. Школы-семинара ЦАГИ “Механика жидкости и газа”, 1990. — Изд. ЦАГИ. — 1992. — С. 51–60.
11. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Интегральная аэрогазодинамика гиперзвуковых летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями со сверхзвуковым горением // Теплофизика и аэромеханика. — 1995. — Т. 2, № 4. — С. 309–321.
12. Мажуль И.И. Некоторые особенности приближенного расчета суммарных аэродинамических характеристик полигональных несущих конфигураций при сверхзвуковых скоростях полета // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. — 1986. — Вып. 3. — С. 52–57.
13. Герасимов С.В., Глушков Н.Н., Инешин Ю.Л. и др. Расчет тягово-аэродинамических характеристик л.а. интегральных схем // Аэротермодинамика воздушно-космических систем. — Жуковский. — 1992. — С.69-86. — (Сб. научн. докл. ежегодной Школы-семинара ЦАГИ “Механика жидкости и газа”).
14. Goonko Yu.P. Aerodynamic experimentation with ducted models as applied to hypersonic air-breathing vehicles // Experiments in Fluids. — 1999. — Vol. 27, No. 3. — P. 219–234.

*Статья поступила в редакцию 14 сентября 2007 г.*