

УДК 533.601.32

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ РАЗГОНА МАЛОРАЗМЕРНЫХ РАКЕТ, СТАРТУЮЩИХ С ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

В. М. Фомин, В. И. Звегинцев, И. И. Мажуль, В. В. Шумский

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск
E-mail: zvegin@itam.nsc.ru

Выполнены расчеты и анализ траекторий полета стартовой с поверхности Земли гипотетической малоразмерной ракеты с комбинированной силовой установкой, состоящей из ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). В качестве основного варьируемого параметра рассматривалось соотношение масс топлива, при котором работают различные двигатели, при сохранении общей массы топлива. Целевой функцией являлась дальность полета ракеты при различных начальных условиях. На примере рассмотренной модельной задачи показана возможность существенного увеличения дальности полета аппарата с комбинированной силовой установкой (РДТТ и ПВРД) по сравнению с аппаратом, использующим для разгона только РДТТ, при одинаковых массогабаритных характеристиках.

Ключевые слова: дальность полета, гипотетическая малоразмерная ракета, комбинированная силовая установка.

Удельный импульс сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) в несколько раз превышает удельный импульс ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) и жидкостных ракетных двигателей [1, 2], что является преимуществом ПВРД по сравнению с РДТТ или жидкостными ракетными двигателями при использовании этих силовых установок для малоразмерных летательных аппаратов [3]. Недостатком ПВРД является существенная зависимость режима его работы от внешних условий полета и отсутствие возможности начать работу при нулевой скорости. Поэтому об эффективности применения ПВРД необходимо судить не по его удельным характеристикам, а по назначению летательного аппарата, которое определяет выбор ряда функциональных параметров, таких как компоновочная схема, массогабаритные показатели, тип траектории и т. д.

В настоящей работе исследуется возможность достижения большей дальности полета малоразмерной ракеты, разгон которой осуществляется с помощью комбинированной силовой установки, состоящей из РДТТ и ПВРД, по сравнению с аналогичной ракетой, разгон которой осуществляется только за счет РДТТ. Основная идея использования ПВРД заключается в том, чтобы, заменив часть топлива для работы разгонного РДТТ топливом для работы ПВРД, получить выигрыш в тяговых характеристиках, так как в рассматриваемом диапазоне чисел Маха полета удельный импульс ПВРД в несколько раз больше удельного импульса РДТТ. В модельных расчетах рассматривается траектория полета ракеты гипотетической конфигурации, стартовой с нулевой скоростью с поверхности Земли под

начальным углом наклона траектории θ_0 . Миновав участок разгона, ракета продолжает выполнять полет по баллистической траектории под действием аэродинамических сил и силы тяжести. В качестве целевой функции, по которой можно судить об эффективности использования комбинированной силовой установки, принимается дальность полета.

Исходные данные и методика анализа. При решении поставленной задачи рассматривается гипотетическая конфигурация малогабаритной ракеты со стартовой массой 800 кг, представляющая собой комбинацию носового конуса, цилиндрического корпуса и крестообразного хвостового оперения. Малые габариты рассматриваемой ракеты предполагают сравнительно небольшие значения дальности и высоты полета. Это обстоятельство, с одной стороны, упрощает траекторные расчеты, а с другой — увеличивает роль атмосферного участка разгона, где применение ПВРД наиболее рационально. Суммарная масса топлива на борту (для работы РДТТ и ПВРД) — 350 кг, удельный импульс стартового РДТТ — 2200 м/с, время работы стартового РДТТ — 5 с. После завершения работы РДТТ разгон аппарата осуществляется с помощью ПВРД.

В данной работе не учитываются реальные особенности конструкции, что приводит к неопределенности исходных данных. Поэтому при проведении анализа используется параметрический подход: сначала определяются параметры, оказывающие наиболее существенное влияние на дальность полета, а затем исследуются количественные характеристики траекторий в ожидаемом диапазоне значений каждого из этих параметров.

Аэродинамические характеристики. Для решения рассматриваемой задачи необходимо определить аэродинамические характеристики аппарата вдоль всей траектории, т. е. при скоростях, соответствующих дозвуковому, трансзвуковому и сверхзвуковому режимам обтекания. Это не позволяет использовать единый подход к расчету аэродинамических характеристик во всей области ожидаемых скоростей (при числах Маха $M = 0 \div 6$). Поэтому при расчете суммарных аэродинамических характеристик применяются различные инженерные методы расчета, зависящие от рассматриваемого диапазона чисел Маха [4–6]. Заметим, что далее рассматривается полет аппарата при нулевом угле атаки.

В сверхзвуковом диапазоне ($M > 1,2$), который является основным для полета ракеты, расчет характеристик проводится с использованием метода “скачка-расширения”. Основными допущениями этого метода являются пренебрежение влиянием слабых возмущений, отраженных от головного скачка уплотнения, и предположение о локальной двумерности обтекания. В соответствии с этими предположениями обтекание последующих элементов летательного аппарата определяется лишь углом отклонения потока и местным значением числа Маха. Это позволяет использовать простые решения, описывающие течение расширения Прандтля — Майера или косой скачок уплотнения. В этом приближении пренебрегается также интерференцией между элементами аппарата (между корпусом и оперением).

Силы трения на корпусе и оперении рассчитываются в допущении локальной двумерности вязкого обтекания. При этом для пограничного слоя, который на всех обтекаемых поверхностях полагался полностью турбулентным, используются аналитические соотношения [7], обтекание предполагается всюду безотрывным, вытесняющее действие пограничного слоя не учитывается. Считается, что при дозвуковых скоростях сопротивление корпуса аппарата определяется лишь сопротивлением трения.

Зависимость коэффициента сопротивления рассматриваемой конфигурации от числа Маха при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ представлена на рис. 1. Здесь и далее коэффициенты аэродинамических сил отнесены к площади миделя аппарата. В соответствии с принятой методикой при $M < 1,2$ волновое сопротивление корпуса равно нулю. В области сверхзвуковых скоростей волновое сопротивление корпуса представляет собой сопротивление носовой конической части (коэффициент волнового сопротивления конуса, отнесенный к площади

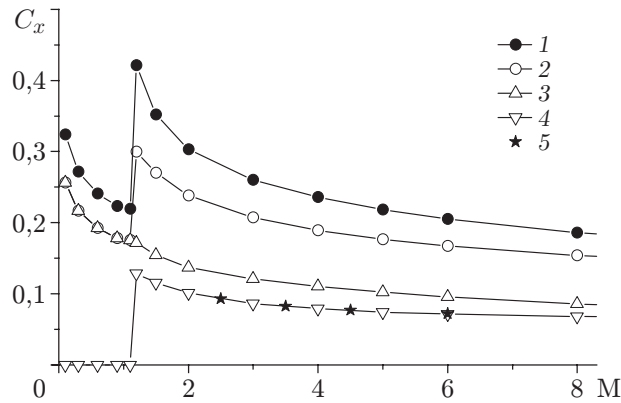


Рис. 1. Зависимость коэффициента лобового сопротивления аппарата от числа Маха набегающего потока:

1 — суммарное сопротивление; 2 — сопротивление корпуса; 3 — сопротивление трения корпуса; 4 — волновое сопротивление корпуса; 5 — значения коэффициента давления C_p на конусе

миделя, равен коэффициенту давления C_p на поверхности конуса). Сопротивление трения составляет значительную часть общего сопротивления корпуса и по величине превышает волновое сопротивление. Данные, приведенные на рис. 1, соответствуют скоростному напору набегающего потока $q_\infty = 0,5 \cdot 10^5$ Па. Скоростной напор оказывает влияние только на коэффициент сопротивления трения, поэтому изменение суммарных аэродинамических характеристик вследствие изменения его вдоль траектории обусловлено изменением вклада сил трения. Например, уменьшение скоростного напора сопровождается увеличением коэффициента суммарного сопротивления аппарата.

Уравнения движения. При вычислении траектории полета рассматривается движение ракеты в вертикальной плоскости в отсутствие крена и скольжения. В проекциях на оси скоростной системы координат уравнения движения в поле сил тяжести с учетом сил сопротивления атмосферы и силы тяги двигательной установки имеют вид [8, 9]

$$\begin{aligned}
 m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi) - X - mg \sin \theta, \\
 mV \frac{d\theta}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi) + Y - mg \cos \theta + \frac{mV^2 \cos \theta}{R + H},
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

где m — масса аппарата; g — ускорение свободного падения; V — скорость полета; t — время; P — сила тяги двигателя; X, Y — сила сопротивления и подъемная сила соответственно; θ — угол наклона траектории полета; H — высота полета; α — угол атаки аппарата; φ — угол установки двигателя относительно продольной оси аппарата; R — радиус Земли. Аэродинамические силы X, Y заданы в скоростной системе координат, направление силы тяги P совпадает с направлением оси двигателя. В дальнейших расчетах принималось $\alpha = \varphi = 0^\circ$.

К уравнениям движения (1) добавляются кинематические уравнения, связывающие дальность L и высоту полета H со скоростью и углом наклона траектории:

$$\frac{dL}{dt} = \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \frac{R}{R + H}, \quad \frac{dH}{dt} = \frac{dy}{dt} = V \sin \theta,
 \tag{2}$$

а также уравнение изменения массы ракеты вследствие выгорания топлива

$$m(t) = m_0 - \int_0^t G_c dt,
 \tag{3}$$

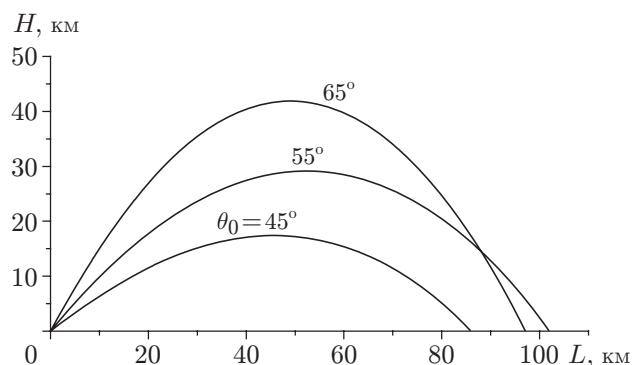


Рис. 2. Типичные траектории полета ракеты с РДТТ

где G_c — массовый расход топлива за 1 с; m_0 — начальная масса аппарата. В случае РДТТ величина G_c считалась постоянной и определялась как отношение массы топлива для РДТТ на борту к времени работы двигателя.

Интегрирование системы уравнений (1)–(3) проводилось численно методом Эйлера с постоянным шагом по времени. Для тестирования алгоритма использовались известные частные решения уравнений движения [10]. Одним из таких случаев, для которых известны точные аналитические решения, является движение аппарата под действием постоянной силы земного притяжения в отсутствие сил сопротивления и тяги.

На рис. 2 показаны типичные траектории полета аппарата с двигательной установкой, состоящей только из РДТТ, при различных начальных углах наклона траектории θ_0 . В различных вариантах расчета полное выгорание топлива РДТТ происходило на высоте $1,5 \div 2,0$ км при скорости полета $800 \div 1100$ м/с ($M = 2,5 \div 3,5$). Дальнейший полет происходит по баллистической траектории. Как правило, продолжительность полета составляет 160 с, дальность полета — около 100 км. Отметим, что зависимость дальности полета от угла θ_0 имеет некоторый максимум в диапазоне начальных углов наклона траектории $\theta_0 = 55 \div 60^\circ$. Как известно, в случае полета тела с постоянной массой в отсутствие сил сопротивления и тяги оптимальным является значение $\theta_0 = 45^\circ$.

В случае использования комбинированной двигательной установки РДТТ и ПВРД после завершения работы РДТТ разгон аппарата осуществляется с помощью ПВРД.

Рабочий режим и тяговые характеристики ПВРД. На малоразмерных ракетах могут использоваться различные схемы ПВРД: газогенераторные или без газогенератора, с передним или задним расположением ПВРД, с лобовым или боковым воздухозаборником, с различным расположением среза сопла относительно оси двигателя и т. д. [3]. Не обсуждая преимущества и недостатки той или иной схемы, заметим, что в рамках газотермодинамических методов расчета эти схемы идентичны (с точностью до потерь, обусловленных особенностями применяемой схемы), поскольку для определения состояния рабочего тела вдоль тракта ПВРД необходимо использовать одни и те же уравнения и задавать одни и те же параметры, характеризующие рабочий режим и геометрические параметры тракта силовой установки. На рис. 3 представлена общая схема газотермодинамического расчета течения в тракте различных двигателей (за исключением газогенераторных), использованная в данной работе для получения тяговых характеристик сверхзвуковых ПВРД. Принятая методика расчета учитывает относительные геометрические размеры проточного тракта, изменение параметров атмосферы по высоте, соотношение масс топлива и окислителя, реальные равновесные теплофизические свойства воздуха и продуктов сгорания. В качестве горючего рассматривался керосин или полиэтилен.

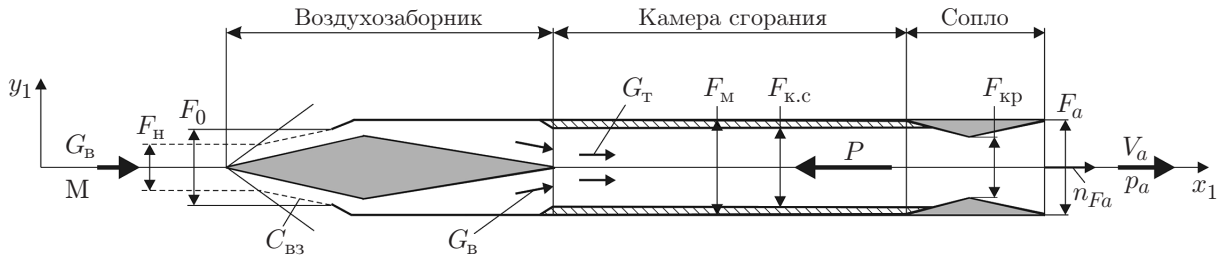


Рис. 3. Расчетная схема ПВРД

Тяга P (проекция на ось x_1 сил избыточного давления и трения, приложенных к внутренним поверхностям двигателя [2], в связанной с двигателем системе координат) определялась из уравнения количества движения для контрольной поверхности, включающей все поверхности двигательного тракта и жидкую линию воздухозаборника, через вычисляемые параметры рабочего тела на входе и выходе двигателя:

$$P = G_B(\beta V_a \varphi_V \cos \theta_{V_a} - V_H) + F_a \cos \theta_{F_a}(p_a - p_H) - C_{вз} F_0 q_H.$$

Зная тягу P , можно определить удельную тягу $P_{уд}$, удельный импульс $I_{уд}$ и коэффициент тяги C_P :

$$P_{уд} = \frac{P}{G_B}, \quad I_{уд} = \frac{P}{G_T} = \alpha_{дв} L_0 P_{уд}, \quad C_P = \frac{P}{F_M q_H} = \frac{2P \varphi_{вз} F_0}{F_M V_H}.$$

Здесь G_B , G_T — массовый расход воздуха и топлива через ПВРД; β — относительное увеличение массы рабочего тела за счет подвода горючего; φ_V — коэффициент скорости сопла; θ_{V_a} — угол между вектором скорости на срезе сопла и осью x_1 ; θ_{F_a} — угол между нормалью n_{F_a} к поверхности среза сопла и осью x_1 ; $C_{вз}$ — сопротивление воздухозаборника по жидкой линии тока; p — давление; $\varphi_{вз}$ — коэффициент расхода воздухозаборника; $\alpha_{дв}$ — коэффициент избытка воздуха; L_0 — стехиометрический коэффициент; F_0 — площадь входного сечения воздухозаборника; F_M — площадь миделя летательного аппарата; нижние индексы $н$, $а$, $м$ соответствуют набегающему потоку перед воздухозаборником, срезу сопла, миделю летательного аппарата. При вычислении тяговых характеристик предполагалось, что $F_a = F_M$, $\theta_{F_a} = \theta_{V_a} = 0$.

Набор параметров, определяющих рабочий режим и тяговые характеристики ПВРД, включал следующие величины: параметры атмосферы; число Маха полета M_0 , при котором начинает работу ПВРД; площадь входного сечения в воздухозаборнике (задается в виде доли площади миделя аппарата F_0/F_M); расчетное число Маха воздухозаборника M_p , начиная с которого $F_H = F_0$, $\varphi_{вз} = 1$; коэффициент расхода воздухозаборника $\varphi_{вз} = F_H/F_0 = f(M)$ в диапазоне $M_0 \div M_p$; сопротивление по жидкой линии воздухозаборника $C_{вз} = f(M)$ в диапазоне $M_0 \div M_p$; коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вз} = f(M)$; коэффициент избытка воздуха $\alpha_{дв}$; полнота сгорания горючего; площадь поперечного сечения камеры сгорания (задается в виде доли площади миделя аппарата); коэффициент потери скорости φ_V в сопле (или коэффициент потери импульса в сопле). Учитывался также вид горючего.

Полученные тяговые характеристики для каждого набора параметров, определяющих режим работы ПВРД (всего рассмотрено более 30 вариантов), аппроксимировались в виде суммы квадратичных полиномов от трех величин: числа Маха полета M , высоты полета H , коэффициента избытка воздуха $\alpha_{дв}$. Эти аппроксимирующие зависимости использовались в расчетах траектории полета. При этом в широком диапазоне определяющих параметров M , H , $\alpha_{дв}$ среднеквадратичные отклонения аппроксимированных значений

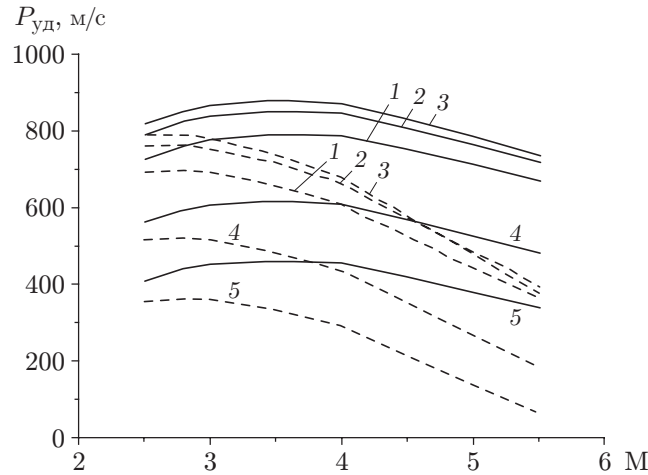


Рис. 4. Зависимость удельной тяги ПВРД от числа Маха полета и коэффициента избытка воздуха $\alpha_{дв}$ при $H = 2$ км:
сплошные кривые — регулируемая площадь критического сечения сопла, штриховые — фиксированная площадь критического сечения ($f_{кр} = 0,42$); 1 — $\alpha_{дв} = 0,6$, 2 — $\alpha_{дв} = 0,8$, 3 — $\alpha_{дв} = 1,0$, 4 — $\alpha_{дв} = 1,5$, 5 — $\alpha_{дв} = 2,0$

удельного импульса не превышали 2–3 %. В целом максимальные отклонения составляли от 4 до 10 %.

Анализ тяговых характеристик в рассматриваемых условиях полета летательного аппарата показал, что при увеличении числа Маха от $M \approx 2,5$ до $M = 6,0$ основной проблемой является необходимость уменьшения критического сечения сопла ПВРД, а также поддержание соотношения воздух — топливо в области оптимальных значений $\alpha_{дв}$. На рис. 4 приведена зависимость удельной тяги ПВРД от числа Маха полета M и коэффициента избытка воздуха $\alpha_{дв}$ для двух случаев. Сплошные кривые соответствуют регулируемому критическому сечению, когда относительная площадь критического сечения $f_{кр} = F_{кр}/F_{к.с}$ определяется для каждого набора параметров, при которых проводится расчет тяговых характеристик ($F_{кр}$, $F_{к.с}$ — площади критического сечения и камеры сгорания соответственно). Штриховые кривые соответствуют постоянному значению $f_{кр} = \text{const} = 0,42$, равному максимальному значению $f_{кр}$, при котором начинает работать ПВРД в случае $M_0 = 2,5$. Видно, что при фиксированном критическом сечении тяговые характеристики существенно уменьшаются с увеличением скорости полета. Максимальные тяговые характеристики $P_{уд}$ и C_P имеют место при $\alpha_{дв} \approx 1$ и резко уменьшаются при отклонении от этого значения. В то же время максимальный удельный импульс $I_{уд}$ соответствует диапазону значений $\alpha_{дв} = 1,2 \div 2,5$ и резко уменьшается при $\alpha_{дв} < 1$.

Анализ результатов расчета. Расчет траектории полета ракеты с комбинированной силовой установкой проводится следующим образом. Часть массы общего запаса топлива резервируется для работы ПВРД. Таким образом, масса топлива для работы РДТТ уменьшается. Старт и начальный разгон осуществляются, как и ранее, с помощью РДТТ. В момент окончания работы РДТТ открывается воздухозаборник и начинает работать ПВРД. Предполагается, что расход горючего изменяется пропорционально расходу воздуха через воздухозаборник, поэтому коэффициент избытка воздуха $\alpha_{дв}$ остается постоянным в течение всего времени работы ПВРД. Возможны два варианта прекращения работы ПВРД: 1) работа прекращается вследствие расходования всего запаса горючего; 2) работа прекращается на восходящей ветви траектории полета вследствие прекращения поступления воздуха (на высоте более $25 \div 30$ км). Во втором случае оставшийся запас топлива

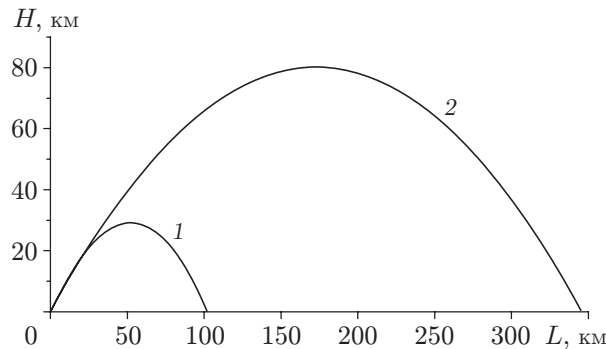


Рис. 5. Типичные траектории полета для ракеты с РДТТ (1) и с комбинированной двигательной установкой РДТТ и ПВРД (2)

позволяет произвести повторный запуск ПВРД на нисходящей ветви траектории полета. После расходования запаса горючего работа ПВРД прекращается, и дальнейший полет происходит по баллистической или управляемой траектории.

На рис. 5 показана типичная траектория полета ракеты с комбинированной силовой установкой (РДТТ и ПВРД), а также траектория полета аппарата с РДТТ. Видно, что эти траектории подобны, но за счет дополнительного разгона, который обеспечивает ПВРД, высота и дальность полета существенно больше. В данном случае работа РДТТ заканчивается на высоте 1,57 км, скорость в этой точке соответствует числу Маха $M = 2,91$. Непосредственно после окончания работы РДТТ включается ПВРД, который работает в течение 13,5 с и отключается на высоте 14,1 км. За счет дополнительного разгона число Маха аппарата в точке прекращения работы ПВРД составляет $M = 6,08$. Дальнейший набор высоты происходит по баллистической траектории с уменьшением скорости. На максимальной высоте полета $H = 80$ км скорость падает ($M = 4,69$). Дальнейший полет происходит с увеличением скорости ($M = 5,6$). Однако на высоте менее 16 км увеличение плотности воздуха приводит к значительному увеличению аэродинамического сопротивления, и скорость полета вновь начинает уменьшаться. В момент встречи с Землей число Маха $M = 4,27$. В рассматриваемом случае дальность полета составляет 340 км.

Варьируемыми параметрами, определяющими траекторию полета аппарата, являлись начальный угол наклона траектории (угол старта), масса топлива для РДТТ, удельный импульс РДТТ, масса топлива для ПВРД, относительная площадь сечения входа в воздухозаборник F_0/F_M , удельный импульс ПВРД $I_{уд}$, зависящий от высоты полета и числа Маха, а также время задержки включения ПВРД после прекращения работы РДТТ. Расчеты траекторий при различных значениях указанных параметров позволяют сделать следующие выводы.

Оптимальный по дальности полета угол старта находится в диапазоне $\theta_0 = 50 \div 60^\circ$. При малых запасах топлива для ПВРД (порядка 20 кг), как и для РДТТ (см. рис. 2), оптимальный угол старта $\theta_0 \approx 60^\circ$. С увеличением запаса топлива оптимальное значение θ_0 уменьшается до 55° .

Зависимость дальности полета от массы топлива для ПВРД показана на рис. 6. Предполагается, что суммарная масса топлива для РДТТ и ПВРД остается постоянной и равна 350 кг, т. е. с увеличением массы топлива для ПВРД масса топлива для работы РДТТ уменьшается. Из рис. 6 следует, что запас топлива для ПВРД, обеспечивающий максимум дальности полета, составляет приблизительно 60 кг. При этом продолжительность работы ПВРД составляет 27 с, разгон заканчивается на высоте 28 км. Увеличение массы топлива для работы ПВРД приводит к увеличению продолжительности разгона, однако на высотах

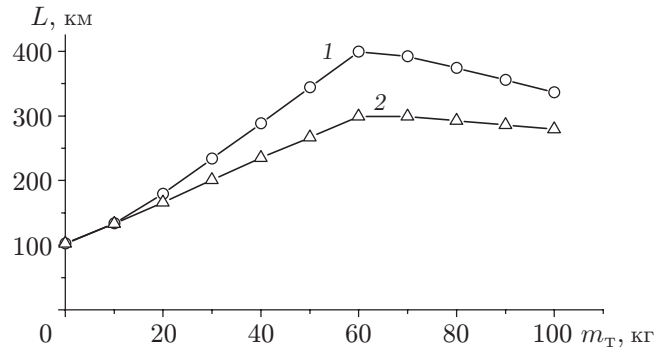


Рис. 6. Дальность полета ракеты с регулируемым (1) и нерегулируемым ($f_{кр} = 0,77$) (2) критическим сечением сопла

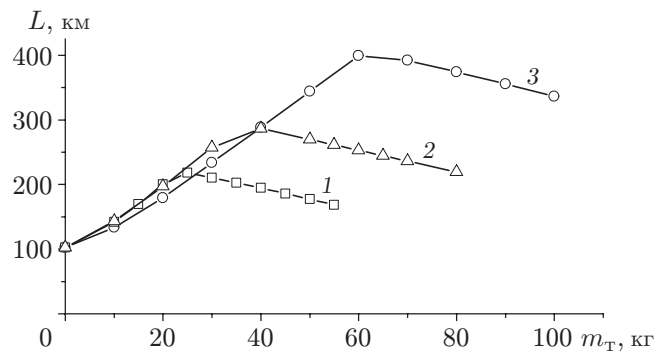


Рис. 7. Дальность полета ракеты с комбинированной двигательной установкой при различных значениях относительной площади воздухозаборника: 1 — $F_0/F_M = 0,4$; 2 — $F_0/F_M = 0,6$; 3 — $F_0/F_M = 1,0$

более $25 \div 30$ км вследствие разреженности атмосферы в двигатель практически перестает поступать воздух, поэтому считается, что при $H > 25 \div 30$ км ПВРД прекращает работать. Таким образом, дальнейшее увеличение запаса топлива не приводит к увеличению дальности полета. При оптимальных характеристиках ПВРД с регулируемым критическим сечением сопла дальность полета может составить 400 км. ПВРД с нерегулируемым критическим сечением сопла имеет более низкие тяговые характеристики (см., например, рис. 4), тем не менее при том же запасе топлива для работы ПВРД (60 кг) дальность полета с таким двигателем достигает 300 км.

Существенное влияние на дальность полета оказывает площадь захватываемой воздухозаборником струи воздуха, определяющая расход используемого топлива (при постоянном значении $\alpha_{дв}$) и абсолютную величину тяги ПВРД. На рис. 7 показана дальность полета для аппаратов с различной относительной площадью F_0/F_M и регулируемой площадью критического сечения сопла. Каждая из кривых имеет максимум, после достижения которого увеличение запаса топлива приводит к уменьшению дальности полета. Наличие максимума объясняется тем, что при заданном значении F_0/F_M и данной массе топлива аппарат достигает высоты, приблизительно равной 30 км, на которой вследствие малой плотности воздуха ПВРД прекращает работу и разгон аппарата прекращается. Для всех представленных на рис. 7 вариантов время достижения предельной высоты, соответствующей прекращению работы двигателя, примерно одинаково (от 42 до 50 с). Воздухозаборники с меньшей площадью F_0/F_M имеют меньший расход топлива за 1 с, поэтому на разгон до высоты $H \approx 30$ км они затрачивают меньшую массу топлива. Однако скорость, достигае-

мая летательным аппаратом по окончании работы ПВРД, более низкая, и соответственно дальность последующего полета по баллистической траектории также невелика. Заметим, что в действительности работа ПВРД может прекратиться на значительно меньших высотах по причине срыва горения при низких давлениях в камере сгорания [3]. Из данных, приведенных на рис. 7, также следует, что обеспечение работы ПВРД на минимально возможных высотах является важным фактором увеличения дальности полета.

В целом расчеты показывают, что значение F_0/F_M может составлять от 40 до 100 % площади миделя аппарата. При этом дальность полета по баллистической траектории составит $250 \div 400$ км в случае регулируемого критического сечения сопла ПВРД и $200 \div 300$ км в случае нерегулируемого критического сечения при запасе массы топлива для ПВРД от 30 до 70 кг.

При отклонении от стехиометрического соотношения масс топлива и окислителя в два раза (в любую сторону) дальность полета уменьшается примерно на 45 %. Однако причины уменьшения дальности в каждом случае различные. В случае богатых смесей уменьшается время работы ПВРД на разгонном участке вследствие полного выгорания топлива. В случае бедных смесей топливо не успевает выгорать на разгонном участке, и, следовательно, имеющийся запас топлива не используется полностью для получения максимальной дальности полета.

В реальном полете между моментом выключения РДТТ и последующим моментом включения ПВРД обязательно имеется некоторая задержка, вызванная принципиальной невозможностью одновременной работы двигателей этих двух типов. Можно ожидать, что за счет использования различных конструктивных решений эта задержка будет сведена к минимуму. Тем не менее был проведен анализ влияния времени задержки на дальность полета. На рис. 8 показана зависимость дальности полета от времени задержки между моментом выключения РДТТ и моментом включения ПВРД (запас топлива $m_T = 50$ кг, $F_0/F_M = 1,0$, критическое сечение сопла регулируется). В отсутствие задержки начало работы ПВРД происходит на высоте 1,57 км при числе Маха $M = 2,91$. Окончание работы ПВРД имеет место через 13,5 с после выгорания всего топлива на высоте 14,2 км. Время задержки, равное 1–2 с, практически не оказывает влияния на характеристики полета. При времени задержки, составляющем 10 с, включение ПВРД происходит на высоте 7,4 км при числе Маха $M_0 = 2,59$. Уменьшение начального числа Маха при старте ПВРД приводит к уменьшению тяговых характеристик, что затрудняет разгон аппарата. Кроме того, вследствие уменьшения времени пребывания в плотных слоях атмосферы на восходящем участке траектории в ПВРД сгорает топливо массой всего 31 кг. Оба указанных фактора приводят к существенному уменьшению дальности полета (в данном случае приблизительно на 140 км).

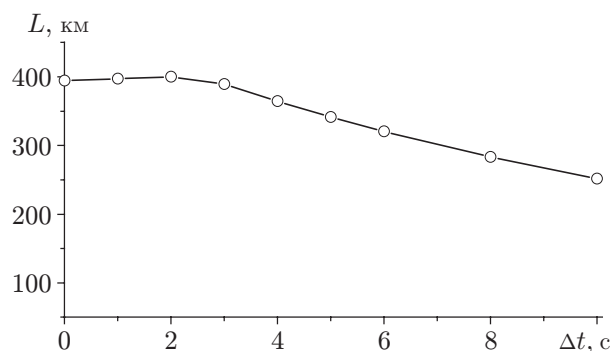


Рис. 8. Зависимость дальности полета аппарата с комбинированной силовой установкой от времени задержки переключения РДТТ на ПВРД

Выполненное расчетное исследование показало возможность существенного (в $2 \div 4$ раза) увеличения дальности полета ракеты с комбинированной двигательной установкой (РДТТ и ПВРД) по сравнению с ракетой, использующей для разгона только РДТТ, при одинаковых массогабаритных характеристиках. При рассмотренных условиях оптимальное количество топлива для работы ПВРД составляет примерно $15 \div 20$ % общего запаса топлива.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Курзинер Р. И.** Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1989.
2. **Зуев В. С.** Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей / В. С. Зуев, В. С. Макарон. М.: Машиностроение, 1971.
3. **Александров В. Н.** Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах / В. Н. Александров, В. М. Быцкевич, В. К. Верховоломов и др. Под ред. Л. С. Яновского. М.: Академкнига, 2006.
4. **Eggers A., Savin R., Syvertson C.** The generalized shock-expansion method and its application to bodies traveling at high supersonic air speed // J. Aeronaut. Sci. 1955. V. 22. P. 231–238.
5. **Syvertson C., Dennis D.** A second-order shock-expansion method to bodies of revolution near zero lift. Washington, 1957. (Rep. / NASA; N 1328).
6. **Гуныко Ю. П., Мажуль И. И.** О классе полигональных форм летательных аппаратов и приближенном определении характеристик их гиперзвукового обтекания // Исследования по гиперзвуковой аэродинамике. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1978.
7. **Коваленко В. М.** Расчет коэффициентов турбулентного трения и теплопередачи гладкой пластины при сверхзвуковых скоростях и наличии теплообмена // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1967. Вып. 1084. С. 1–12.
8. **Лебедев А. А.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. М.: Оборонгиз, 1962.
9. **Остославский И. В.** Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. М.: Машиностроение, 1969.
10. **Дмитриевский А. А.** Основы теории полета ракет / А. А. Дмитриевский, В. Н. Кошевой. М.: Воениздат, 1964.

Поступила в редакцию 31/VIII 2009 г.
