

УДК 629.7.015

## ПОЛЕТ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПО РИКОШЕТИРУЮЩЕЙ ТРАЕКТОРИИ

В. М. Фомин, С. М. Аульченко, В. И. Звегинцев

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

Проведено численное моделирование возможных рикошетирующих траекторий полета летательного аппарата с периодически включающимся прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Показано, что оптимальный выбор участков включения и времени работы двигателя обеспечивает максимальную дальность полета при заданном запасе топлива. Установлено, что основным преимуществом использования рикошетирующих траекторий является существенное (на порядок) уменьшение тепловых нагрузок, действующих на летательный аппарат.

**Ключевые слова:** воздушно-реактивный двигатель, аэродинамическое качество, рикошетирующая траектория.

**Введение.** Задача о движении гиперзвукового летательного аппарата с использованием эффекта рикошетирования в атмосфере Земли для увеличения дальности полета впервые рассмотрена Э. Зенгером и И. Бредт в 1944 г. [1]. В работе [1] самолет с начальной массой 100 т с помощью жидкостно-реактивного двигателя (ЖРД) предлагалось разогнать до скорости 6000 м/с, что позволяет ему подняться на высоту 260 км. В процессе последующего спуска с выключенным двигателем при входе в атмосферу возникала значительная подъемная сила, и летательный аппарат (ЛА) вновь начинал подниматься (рикошетировать от атмосферы). Согласно расчетам самолет должен выполнить приблизительно 10 подъемов с уменьшающейся амплитудой и пролететь 18 000 км [2]. В работе [3] справедливо указывалось на завышенные оценки тяговых характеристик ЖРД в схеме Зенгера и предлагалось использовать для разгона комбинацию прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) и ЖРД с реальными тяговыми характеристиками. Согласно расчетам [3] комбинированная силовая установка может разогнать самолет до скорости 5000 м/с, после чего спуск с выключенным двигателем по рикошетирующей траектории дает дальность полета 11 800 км. В работе [3] впервые указано, что рикошетирующая траектория полета в атмосфере позволяет существенно уменьшить тепловые нагрузки на конструкцию.

Интерес к применению рикошетирующих режимов полета сохраняется и в настоящее время. Так, в работе [4] предложено использовать рикошетирующие траектории полета межконтинентальных баллистических ракет, движущихся со скоростью до 8000 м/с в диапазоне высот  $H = 100 \div 150$  км, что позволяет увеличить дальность полета до  $10\,000 \div 15\,000$  км при сохранении приемлемого уровня тепловых нагрузок. В работе [5] показано, что использование эффекта рикошетирования позволяет увеличить дальность полета ракет класса “поверхность — поверхность” в 1,5–2,2 раза. В работе [6] сообщается об исследованиях особенностей полета гиперзвуковых аппаратов по волнообразным траекториям, проведенных специалистами из США и Китая.

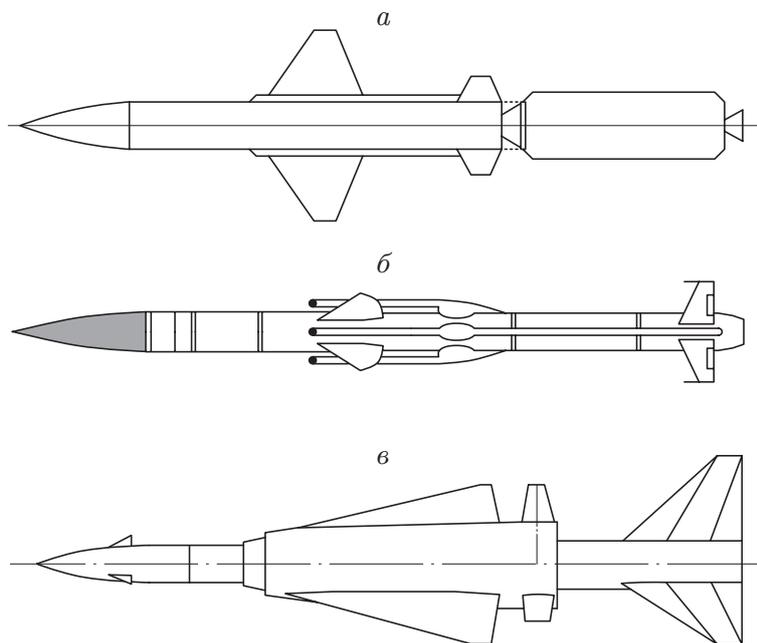


Рис. 1. Варианты компоновки ракеты с комбинированной силовой установкой РДТТ — ПВРД:

*a* — рассматриваемая в настоящей работе; *б*, *в* — реальные (*б* — ЗУР 3М9, *в* — ЗУР 17Д)

В настоящей работе выполнен анализ возможных рикошетирующих траекторий полета летательного аппарата с периодически включающимся ПВРД. Показано, что при заданном запасе топлива оптимальный выбор участков включения двигателя обеспечивает максимальную дальность полета.

**Постановка задачи.** В качестве типичного гиперзвукового летательного аппарата рассматривается двухступенчатая ракета класса “поверхность — поверхность” с твердо-топливным ускорителем (РДТТ) в качестве первой ступени и с ПВРД в качестве силовой установки второй (маршевой) ступени. Стартовая масса ракеты принималась равной 1000 кг. В соответствии со статистическими данными полагалось, что при данной массе диаметр корпуса ракеты составляет 500 мм. В зависимости от рассматриваемого варианта расчета запас топлива для РДТТ и ПВРД составлял от 30 до 90 % стартовой массы. На рис. 1, *a* схематически показана рассматриваемая компоновка ракеты, для сравнения на рис. 1, *б*, *в* показаны реальные компоновки ракет с комбинированными силовыми установками ЗУР 3М9 (комплекс “Куб”) и ЗУР 17Д соответственно [7].

**Характеристики силовой установки.** Для РДТТ величина удельного импульса принималась постоянной:  $I_{уд} = 2200$  м/с. Время работы РДТТ определялось исходя из заданных массы и расхода топлива, обеспечивающего постоянную силу тяги, превышающую начальный вес аппарата в 10 раз.

В расчетах тяговых характеристик ПВРД учитывались относительные геометрические размеры проточного тракта, зависимость параметров атмосферы от высоты, соотношение масс топлива и окислителя, реальные теплофизические свойства воздуха и продуктов сгорания [8]. В качестве горючего рассматривался керосин; расчетное число Маха для воздухозаборника  $M = 4$ ; площадь потока, захватываемого воздухозаборником, равна площади мишеля ракеты; площадь критического сечения сопла регулировалась; коэффициент избытка воздуха — 1,0; полнота сгорания — 0,95; потери в сопле — 0,95. Типичные значения удельного импульса ПВРД при различных условиях полета приведены в таблице.

Расчетные значения удельного импульса ПВРД

М	$I_{уд}$						
	$H = 2$ км	$H = 5$ км	$H = 11$ км	$H = 25$ км	$H = 30$ км	$H = 35$ км	$H = 40$ км
3,0	11 300,0	11 493,0	11 848,0	11 729,0	11 554,0	11 363,0	11 000,0
3,5	11 492,0	11 760,0	12 322,0	12 230,0	11 969,0	11 700,0	11 430,0
4,0	11 338,0	11 610,0	12 253,0	12 176,0	11 870,0	11 563,0	11 258,0
4,5	10 926,0	11 302,0	12 018,0	11 925,0	11 592,0	11 251,0	10 914,0
5,0	10 322,0	10 704,0	11 511,0	11 423,0	11 053,0	10 687,0	10 321,0
5,5	9 583,2	9 984,9	10 858,0	10 744,0	10 348,0	9 957,4	9 568,3
6,0	9 000,0	9 200,7	10 105,0	9 989,6	9 568,6	9 141,1	8 729,9

В зависимости от высоты и числа Маха полета полученные для выбранных геометрических параметров тяговые характеристики аппроксимировались степенными полиномами, которые в дальнейшем использовались для ускорения траекторных расчетов. Выбранный для траекторных расчетов закон регулирования ПВРД предполагает, что расход горючего меняется пропорционально массовому расходу воздуха через воздухозаборник, поэтому коэффициент избытка воздуха остается постоянным в течение всего времени работы ПВРД.

**Расчет траектории.** Характеристики траектории для каждого варианта параметров  $\lambda_i$ ,  $t_i$  ( $i = 1, \dots, m$ ), задающих время включения  $\lambda_i$  и продолжительность работы двигателя  $t_i$ , определяются при решении системы уравнений движения ЛА в вертикальной плоскости. С учетом сил сопротивления и сил тяги в проекциях на оси скоростной системы координат уравнения движения в поле сил тяжести принимают вид [9, 10]

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_{дв}) - X - mg \sin \theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi_{дв}) + Y - mg \cos \theta + m \frac{V^2 \cos \theta}{R_3 + H}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $m$  — переменная масса аппарата;  $V$  — скорость полета;  $t$  — время;  $P$  — сила тяги двигателя;  $X$ ,  $Y$  — сила сопротивления и подъемная сила соответственно;  $\theta$  — угол наклона траектории полета;  $g$  — ускорение свободного падения;  $R_3$  — радиус Земли;  $H$  — высота полета;  $\alpha$  — угол атаки аппарата;  $\varphi_{дв}$  — угол установки двигателя относительно продольной оси аппарата. В расчетах принималось, что  $\alpha = \varphi_{дв} = 0$ , направление силы тяги  $P$  совпадает с направлением оси двигателя. Член  $mV^2 \cos \theta / (R_3 + H)$  учитывает изменение центростремительного ускорения, обусловленное кривизной земной поверхности. Для упрощения расчетов коэффициент сопротивления во всем диапазоне скоростей полета полагался постоянным:  $C_x = 0,3$ . Для выполнения рикошетирующих маневров маршевая ступень имеет поверхности, обеспечивающие создание подъемной силы, с постоянным значением аэродинамического качества  $K = Y/X = 1,5 \div 3,5$ .

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

$$\frac{dL}{dt} = \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \frac{R_3}{R_3 + H}, \quad \frac{dH}{dt} = \frac{dy}{dt} = V \sin \theta, \quad (2)$$

а также уравнение изменения массы летательного аппарата вследствие сгорания топлива:

$$m(t) = m_0 - \int_0^t G_c dt, \quad (3)$$

где  $G_c$  — расход топлива за 1 с;  $m_0$  — начальная масса аппарата.

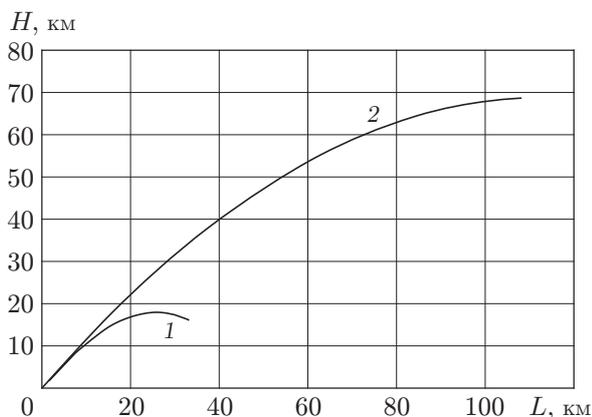


Рис. 2

Рис. 2. Характерные траектории при разгоне ЛА:  
1 — с РДТТ, 2 — с РДТТ — ПВРД

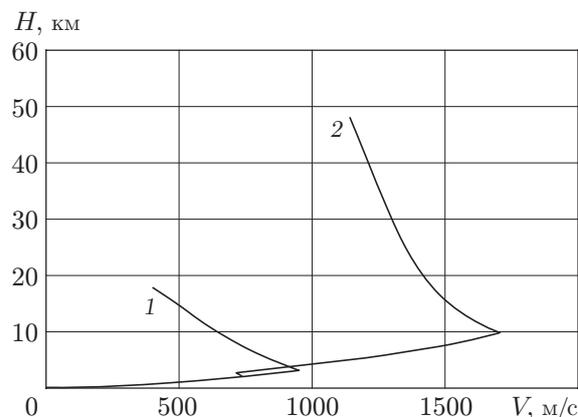


Рис. 3

Рис. 3. Зависимость скорости от высоты полета при разгоне ЛА (обозначения те же, что на рис. 2)

Интегрирование системы уравнений (1)–(3) проводилось численно методом Рунге — Кутты второго порядка с постоянным шагом по времени. Каждая рассматриваемая траектория состоит из трех характерных участков: участка разгона, основного участка и участка спуска. При определении дальности полета участок разгона не учитывался.

**Участок разгона.** Старт аппарата происходит под действием силы тяги РДТТ с поверхности  $H = 0$ ,  $V = 0$  при заданном начальном угле траектории  $\theta_0 = 60 \div 90^\circ$ . Рациональное для данной задачи значение  $\theta_0 = 60 \div 90^\circ$ . Время работы РДТТ определялось исходя из заданных массы топлива для РДТТ и расхода топлива, обеспечивающего постоянную силу тяги, превышающую начальный вес аппарата в 10 раз. Характерные траектории полета на участке разгона приведены на рис. 2. На рис. 3 показано изменение скорости полета при наборе высоты. Видно, что при работе двигателя ЛА разгоняется, а после отключения двигателя его скорость резко уменьшается. Следует отметить, что в широком диапазоне начальных условий работа РДТТ заканчивается на сравнительно небольшой высоте, и дальнейший полет в значительной мере определяется сопротивлением атмосферы. Если разгон осуществляется с помощью комбинированной силовой установки, то после окончания работы РДТТ с небольшой задержкой (приблизительно 1 с) открывается воздухозаборник с постоянной площадью сечения захватываемой струи воздуха и включается в работу ПВРД, что позволяет продолжить разгон аппарата и набор высоты. На рис. 2, 3 видно, что использование комбинированной силовой установки позволяет существенно увеличить скорость и высоту после завершения участка разгона. На рис. 4 показаны диапазоны высот и скоростей полета в момент окончания работы двигателей при различных значениях массы топлива, затраченного на разгон. Различные точки соответствуют различным значениям угла старта. Видно, что для разгона до скорости 2000 м/с с помощью РДТТ необходим запас топлива, превышающий 70 % стартовой массы аппарата. Разгон до тех же скоростей при использовании комбинированной силовой установки РДТТ — ПВРД требует запаса топлива не более 40 % взлетной массы.

**Участок спуска.** Израсходовав весь запас топлива, ракета с выключенной силовой установкой начинает падать. Скорость и плотность набегающего потока увеличиваются. При достаточной величине аэродинамического качества на траектории падения ракеты могут появиться точки перегиба, в которых подъемная сила уравновешивает силу тяже-

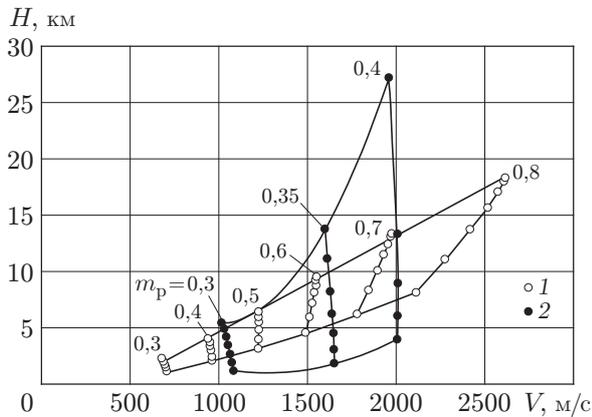


Рис. 4

Рис. 4. Диапазоны условий полета ЛА в конце участка разгона:

1 — РДТТ ( $\theta = 60 \div 90^\circ$ ); 2 — РДТТ — ПВРД ( $\theta = 50 \div 70^\circ$ ); цифры — значения относительной массы топлива  $m_p$ , затраченного на разгон

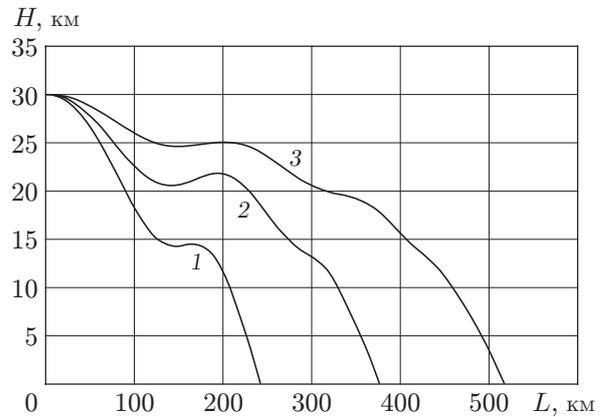


Рис. 5

Рис. 5. Траектории планирования ЛА с выключенным двигателем при  $m = 600$  кг,  $V_0 = 1500$  м/с,  $\theta_0 = 0^\circ$  и различных значениях аэродинамического качества:

1 —  $K = 1,5$ , 2 —  $K = 2,5$ , 3 —  $K = 3,5$

сти, вследствие чего ракета начинает подниматься вверх. Траектория спуска ракеты с выключенным двигателем приведена на рис. 5. Видно, что в течение определенного времени (до момента касания поверхности) ракета выполняет рикошетирующий или планирующий полет. Длина участка спуска зависит от массы, высоты и скорости ракеты в начальной точке и от величины ее аэродинамического качества. В расчетах длина участка спуска составляла от 5 до 20 % длины основного участка траектории.

**Основной участок.** Исходя из характеристик, полученных на участке разгона, предполагалось, что после разгона маршевая ступень имеет массу, составляющую 60 % полной взлетной массы, и скорость полета от 500 до 2500 м/с в диапазоне высот 5 ÷ 50 км. Дальнейший полет может выполняться по двум качественно различающимся траекториям, рассматриваемым ниже.

*Траектория с постоянными параметрами.* В указанном диапазоне скоростей и высот прежде всего решалась задача о полете ракеты с работающей силовой установкой (ПВРД) на постоянной высоте и с постоянной скоростью. Для осуществления такого полета подъемная сила должна строго соответствовать весу аппарата, а тяга силовой установки — величине аэродинамического сопротивления. При заданной величине аэродинамического качества и известной массе летательного аппарата легко определить необходимые тягу и расход топлива ПВРД. Отметим, что по мере выработки топлива масса аппарата уменьшается, и, следовательно, для поддержания высоты и скорости полета необходимо регулировать (уменьшать) тягу двигателя. Вследствие низкой плотности атмосферы на высоте более 30 км требуется существенное увеличение площади воздухозаборника ПВРД, поэтому полет с постоянной скоростью на этой высоте не рассматривался.

Характерные значения дальности при полете по траектории с постоянными параметрами показаны на рис. 6. Предполагается, что на участке разгона до выбранной высоты и скорости израсходовано одинаковое количество топлива (40 %), в то время как на маршевом участке расходуются оставшиеся 36 % (рис. 6,а) или 48 % (рис. 6,б) стартовой массы летательного аппарата. Видно, что аэродинамическое качество оказывает

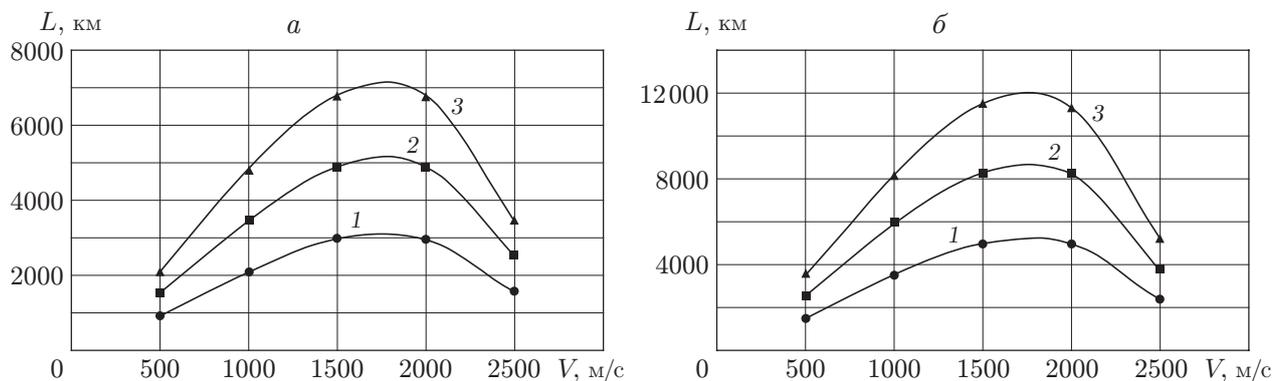


Рис. 6. Зависимость дальности полета ракеты с ПВРД по траектории с постоянными параметрами от скорости при  $H = 20$  км и различных значениях аэродинамического качества:

$a$  —  $m_T = 0,76m_0$ ,  $b$  —  $m_T = 0,88m_0$ ; 1 —  $K = 1,5$ , 2 —  $K = 2,5$ , 3 —  $K = 3,5$

значительное влияние на дальность полета. Оптимальная скорость полета составляет  $1500 \div 2000$  м/с (число Маха  $M = 5 \div 7$ ). При максимальном значении аэродинамического качества ( $K = 3,5$ ) и имеющемся на борту запасе топлива, равном 88 % начальной массы ЛА, дальность полета может достигать 12000 км (с учетом участка спуска, составляющего 3 ÷ 6 % длины участка маршевого полета).

Представляет интерес сравнение полученных результатов расчета с реальными данными о полете межконтинентальной крылатой ракеты (МКР) “Буря”, которая испытывалась в СССР в 1957–1960 гг. [11]. Стартовая масса МКР составляла 98 280 кг. Разгон до высоты  $H = 18$  км и скорости  $V = 915$  м/с ( $M = 3,1$ ) осуществлялся с помощью двух отдельных ускорителей на ЖРД, общая масса которых составляла 64 760 кг, запас топлива на разгон — 54 280 кг (55 % значения  $m_0$ ). Маршевая ступень имела массу 33 520 кг, запас керосина для работы ПВРД 27 200 кг (28 % значения  $m_0$ ). Полет на основном участке траектории происходил при постоянном числе Маха  $M = 3,1 \div 3,2$  с небольшим увеличением высоты от 17,5 до 25,5 км. Расчетная дальность полета МКР “Буря” оценивалась в 8000 км, реальная дальность полета составила 6500 км. Приведенные характеристики хорошо согласуются с расчетными оценками, полученными в настоящей работе (кривая 3 на рис. 6, б).

Несмотря на успешные испытания, МКР “Буря” не была принята на вооружение вследствие реальной (даже в 60-е гг. XX в.) возможности перехвата маршевой ступени, осуществляющей продолжительный прямолинейный полет.

*Рикошетирующая траектория.* Как показано выше, даже при выключенной силовой установке использование эффекта аэродинамического качества позволяет выполнить полет по рикошетирующей траектории и тем самым существенно увеличить его дальность. Основная идея данной работы заключалась в совместном использовании аэродинамического качества и периодического включения ПВРД для осуществления продолжительного рикошетирующего полета. Для рационального выбора моментов времени  $T_i$  включения и выключения ПВРД использовался оптимизационный подход.

В общем виде задача оптимизации ставится следующим образом. Необходимо найти  $\min \Phi(x)$ ,  $x \in X$  при условиях

$$E_m \supset X = \{x: x'_i \leq x_i \leq x''_i\}, \quad i = 1, \dots, m,$$

$$\varphi_j(x) = 0, \quad j = 1, \dots, N, \quad \psi_j(x) \leq 0, \quad j = 1, \dots, N'.$$

Составной функционал имеет вид

$$\Phi_c = \Phi_0 \left[ \sum_{j=1}^N k_j \left( \frac{\varphi_j}{\varepsilon_j} \right)^2 + \sum_{j=1}^{N'} k'_j \left( \frac{\psi_j}{\varepsilon'_j} + \left| \frac{\psi_j}{\varepsilon'_j} \right| \right)^2 + 1 \right].$$

Здесь  $\Phi_0 = (1 + \Phi)$ ;  $\Phi$  — целевой функционал;  $\varepsilon, \varepsilon'$  — задаваемые точности выполнения ограничений;  $k, k'$  — коэффициенты штрафа, начальные значения которых задаются и уточняются в процессе работы программы.

В рассматриваемой задаче  $\Phi(x) = 1/L(x)$ , где  $L(x)$  — расстояние между начальной и конечной точками траектории. Множество параметров оптимизации состоит из подмножества параметров  $0 < \lambda_i < 1$  ( $i = 1, \dots, m$ ) и подмножества параметров  $0 < t_i < t_d$  ( $i = 1, \dots, m$ ). С помощью преобразования

$$T_i = T_{i-1} + (T_{i-1} - T_{i-2}) \left( \frac{1}{\lambda_{i-1}} - 1 \right), \quad i = 2, \dots, m-1, \quad T_1 = T_0 + \frac{T_m - T_0}{S_{m-1}},$$

где

$$T_0 = 0, \quad T_m = T_k, \quad S_1 = 1, \quad S_i = S_{i-1} \left( \frac{1}{\lambda_i} - 1 \right) + 1, \quad i = 1, \dots, m-1,$$

параметры  $\lambda_i$  задают монотонное распределение моментов времени  $T_i$  включения двигателя. Вариации  $\lambda_i$  позволяют задать любое распределение  $T_i$ . Параметры  $t_i$  задают время работы двигателя при каждом включении. С помощью функциональных ограничений можно задавать, например, минимальную глубину “нырка” ЛА, а также решать оптимизационные задачи в других постановках, например определить минимальное количество топлива, необходимое для преодоления заданного расстояния и т. д.

Решение собственно задачи оптимизации сводится к решению задачи минимизации функции многих переменных. Используемый в данной работе метод минимизации, который можно охарактеризовать как неградиентный метод поиска с адаптацией и использованием элемента случайности, реализован в виде специализированного комплекса программ, синтезированного на основе модифицированных методов вращающихся координат, направляющего конуса и матричного спуска [12].

Для расчета в качестве исходных данных принимались масса ЛА, скорость и высота полета после разгона, а также постоянное значение аэродинамического качества. Как правило, считалось, что в начале основного участка угол наклона траектории  $\theta = 0^\circ$ . С помощью программы оптимизации моменты включения и продолжительность работы ПВРД варьировались с целью получения максимальной дальности полета. Учитывалось изменение тяговых характеристик двигательной установки в зависимости от высоты и скорости полета. Характерная рикошетирующая траектория движения ЛА с периодически включаемым ПВРД представлена на рис. 7. В данном случае общая дальность полета равна 6000 км при времени полета 4217 с. При этом двигатель включался 15 раз и в общей сложности отработал 1276 с.

На рис. 8 показано изменение высоты, скорости, угла наклона траектории со временем на начальном этапе полета. Видно, что в результате осцилляций траектории скорость полета увеличивается примерно до 1500 м/с. Средняя горизонтальная скорость полета составляет  $6000 \text{ км} / 4217 \text{ с} = 1423 \text{ м/с}$ . Угол наклона траектории меняется в диапазоне  $-10^\circ < \theta < 10^\circ$ .

Характерные значения дальности при полете ЛА с ПВРД по рикошетирующей траектории приведены на рис. 9. Как и ранее, предполагается, что на участке разгона до выбранной высоты и скорости израсходовано одинаковое количество топлива (40 %), в то время как на маршевом участке расходуются оставшиеся 36 % (см. рис. 9,а) или 48 % (см. рис. 9,б) стартовой массы ЛА.

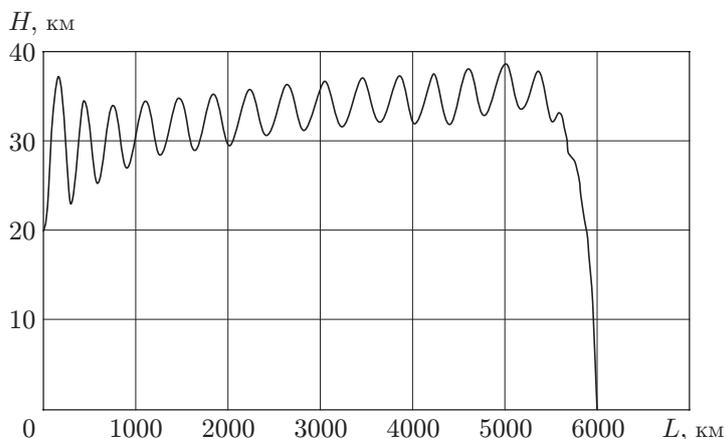


Рис. 7. Основной участок и участок спуска рикошетирующей траектории движения ЛА с ПВРД при  $H_0 = 20$  км,  $V_0 = 1000$  м/с,  $m_0 = 600$  кг,  $\theta_0 = 0^\circ$ ,  $K = 3,5$  в начале основного участка

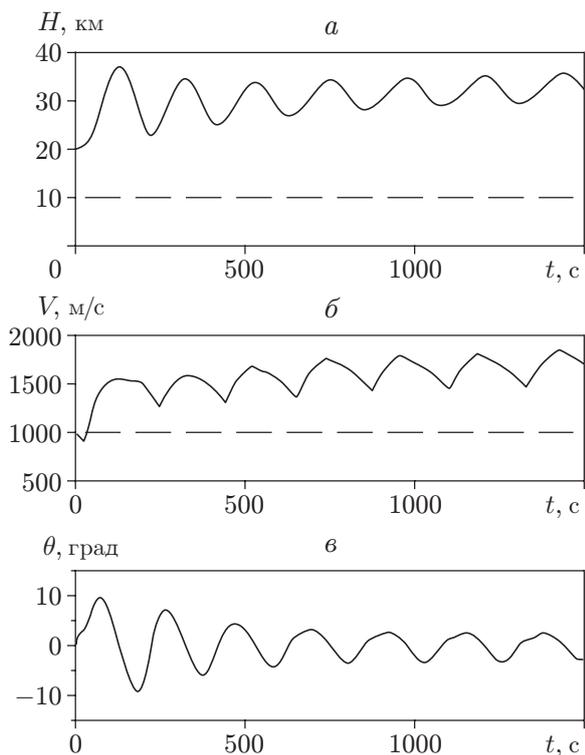


Рис. 8

Рис. 8. Характеристики полета ЛА на начальном участке траектории, показанной на рис. 7:

*a* — высота, *б* — скорость, *в* — угол наклона траектории; горизонтальные линии — время работы двигателя

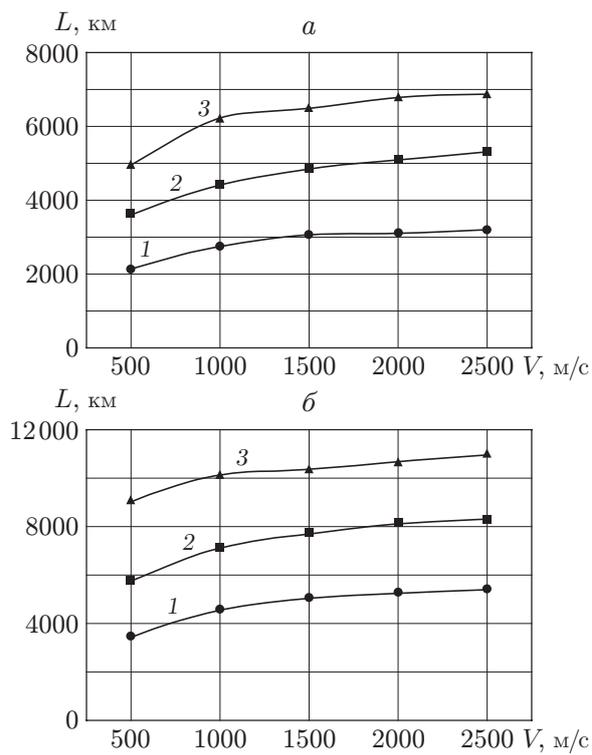


Рис. 9

Рис. 9. Зависимость дальности полета ракеты с ПВРД по рикошетирующей траектории от скорости (обозначения те же, что на рис. 6)

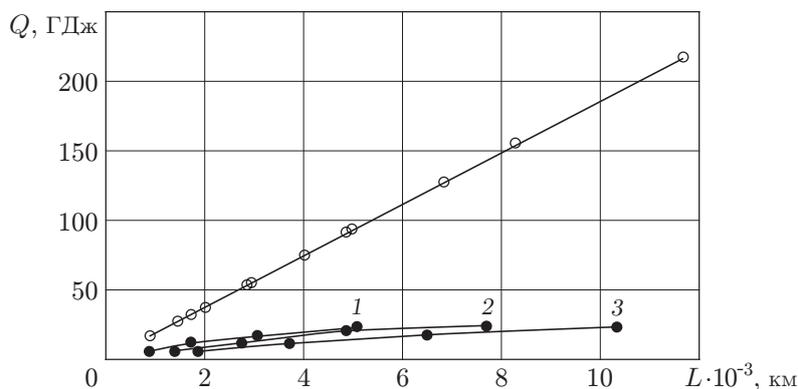


Рис. 10. Зависимость количества тепла, действующего на ЛА во время полета, от его дальности:

светлые точки — полет с постоянной скоростью, темные точки — рикошетирующий полет при различных значениях аэродинамического качества (1 —  $K = 1,5$ , 2 —  $K = 2,5$ , 3 —  $K = 3,5$ )

При максимальном значении аэродинамического качества ( $K = 3,5$ ) и имеющемся на борту запасе топлива, равном 88 % начальной массы ЛА, дальность полета по рикошетирующей траектории может достигать 11 000 км (с учетом участка спуска). Сравнивая данные, полученные для рикошетирующих траекторий (см. рис. 9), с данными для траекторий, где скорость полета постоянна (см. рис. 6), можно заметить, что существенного различия значений максимальной дальности полета не наблюдается. Можно отметить значительное увеличение дальности при больших (более 2000 м/с) и малых (менее 1000 м/с) значениях начальной скорости полета. В этих случаях периодические включения ПВРД приводят к выравниванию средней скорости полета на уровне 1500 м/с.

Основным преимуществом полета по рикошетирующей траектории можно считать существенное уменьшение аэродинамического нагрева ЛА. Известно, что интеграл по времени от величины  $\rho V^3/2$  ( $\rho$  — массовая плотность воздуха) может рассматриваться в качестве верхнего предела количества тепла  $Q$ , действующего на ЛА во время его полета (см., например, [13]). Зависимость количества тепла от дальности полета для рассмотренных вариантов траекторий приведена на рис. 10. Видно, что использование эффекта рикошетирующего полета позволяет на порядок уменьшить количество подводимого тепла.

**Заключение.** Проведенное теоретическое исследование показало перспективность применения ЛА с ПВРД для получения дальности полета 7000 ÷ 11 000 км при запасе топлива на борту, составляющем 76 ÷ 88 % начальной массы аппарата. Дальность полета ЛА по рикошетирующей траектории с периодическим включением ПВРД и дальность полета ЛА с постоянно работающим двигателем различаются незначительно. Основным преимуществом использования рикошетирующих траекторий можно считать существенное (на порядок) уменьшение тепловых нагрузок, действующих на ЛА.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Зенгер Э.** Дальний бомбардировщик с ракетным двигателем: Обзор трофейной техники / Э. Зенгер, И. Бредт. М.: Воениздат, 1946. Вып. 1.
2. **Лей В.** Ракеты и полеты в космос. М.: Воениздат, 1961.
3. **Келдыш М. В.** Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. М.: Наука, 1988.
4. **Пат. 2167794 РФ МПК В 64 G 1/62.** Способ управления гиперзвуковым летательным аппаратом / В. И. Киселев, В. А. Фетисов; Оpubл. 21.02.2000. БИПМ № 15, ч. 2.

5. **Хилькевич В. Я., Яновский Л. С.** Использование эффектов рикошетирования и кабрирования для увеличения дальности полета ракет // Изв. вузов. Авиац. техника. 2005. № 3. С. 70–72.
6. **Шумилин А.** Через тридцать лет в США могут появиться гиперзвуковые стратегические бомбардировщики [Электрон. ресурс]. [http://nvo.ng.ru/armament/2000-08-18/6\\_avia.html](http://nvo.ng.ru/armament/2000-08-18/6_avia.html).
7. **Александров В. Н.** Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах / В. Н. Александров, В. М. Быцкевич, В. К. Верховомов и др. Под ред. Л. С. Яновского. М.: Издат.-книготорг. центр “Академкнига”, 2006.
8. **Фомин В. М., Звегинцев В. И., Мажуль И. И., Шумский В. В.** Сравнение энергетических возможностей ПВРД и РДТТ в качестве силовой установки для разгона малоразмерных летательных аппаратов // ПМТФ. 2010. (В печати.)
9. **Лебедев А. А.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. М.: Оборонгиз, 1962.
10. **Остославский И. В.** Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. М.: Машиностроение, 1969.
11. **Евстафьев М. Д.** Долгий путь к “Буре”. М.: Вуз. кн., 1999.
12. **Латыпов А. Ф., Никуличев Ю. В.** Специализированный комплекс программ оптимизации. Новосибирск, 1985. (Препр. / СО АН СССР. Ин-т теорет. и прикл. механики; № 15-85).
13. **Пономарев А. Н.** Годы космической эры. М.: Воениздат, 1974.

*Поступила в редакцию 27/VI 2009 г.*

---