

## ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ПЕНЕТРАТОРА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУННОГО ГРУНТА

---

РОДЧЕНКО Владимир Викторович, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.  
Тел. (499)1584317, e-mail: dekanat6@cosmos.com.ru

RODCHENKO Vladimir V., D.Sci., Moscow Aviation Institute (State University of Aerospace Technologies), Professor, D.Sci.  
Tel. 4991584317, e-mail: dekanat6@cosmos.com.ru

---

САДРЕТДИНОВА Эльнара Рамилевна, ассистент Московского авиационного института (государственного технического университета).  
Тел. (499)1584317, e-mail: elnara-5@mail.ru

SADRETDINOVA Elnara R., Moscow Aviation Institute (State University of Aerospace Technologies), Assistant Professor.  
Tel. 4991584317, e-mail: elnara-5@mail.ru

---

ГУСЕВ Евгений Владимирович, ассистент Московского авиационного института (государственного технического университета).  
Тел. (499) 1959172, e-mail: ccg-gus@mail.ru

GUSEV Eugeny V., Moscow Aviation Institute (State University of Aerospace Technologies), Assistant Professor.  
Tel. 4991959172, e-mail: ccg-gus@mail.ru

---

*Проект «Луна-Глоб» призван исследовать внутреннюю структуру естественного спутника Земли и получить ответ на вопрос, образовалась ли Луна одновременно со всей Солнечной системой или была «отколота» от Земли ударом огромного астероида размером с Марс. Для реализации этого проекта необходимо решить задачу внедрения пенетраторов в лунный грунт на глубину нескольких метров. В статье изложены вопросы выбора параметров пенетраторов для движения в лунном грунте, использующих в качестве силовой установки ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ). Рассмотрены вопросы улучшения тактико-технических характеристик путем использования аппаратов различных конструктивных решений.*

*The project «Moon-Glob» urged to investigate internal structure of the Moon. For realisation of this project it is necessary to solve a problem of introduction of penetrators in a lunar ground on depth of several metres. In article questions of a choice of parameters of penetrators for movement in the lunar ground, using as a power-plant the rocket engine of firm fuel are stated. Questions of improvement of taktiko-technical characteristics by use of devices of various constructive decisions are considered.*

**Ключевые слова:** ракетный двигатель твердого топлива, пенетратор, движение в лунном грунте, моделирование, математическая модель.

**Key words:** the rocket engine of firm fuel, penetrator, movement in a lunar ground, modelling, mathematical model.

Задача выбора параметров пенетратора для движения в лунном грунте (ПЛ) может быть сформулирована следующим образом: при заданных значениях глубины проникания  $L$  и массе полезной нагрузки  $M_{ПН}$  необходимо определить проектные параметры ПЛ, обеспечивающие его минимальную начальную массу  $M_0$ , при входе пенетратора в грунт, имеющий заданные физико-механические характеристики  $\bar{P}_{ГР}$ , со скоростью  $V_{ВХ}$ .

Логическая модель исследования задачи проектирования в сформулированной постановке представлена на рис. 1, где входными данными являются глубина проникания, полезная масса, физико-механические свойства грунта  $\bar{P}_{ГР}$  и предельно допустимая перегрузка  $n_x$  вдоль продольной оси  $x$ .

Частные задачи выбора параметров пенетратора включают в себя: выбор топлива, выбор конструктивной схемы, выбор программы движения, баллистический расчет, массовый анализ и оптимизацию проектных параметров.

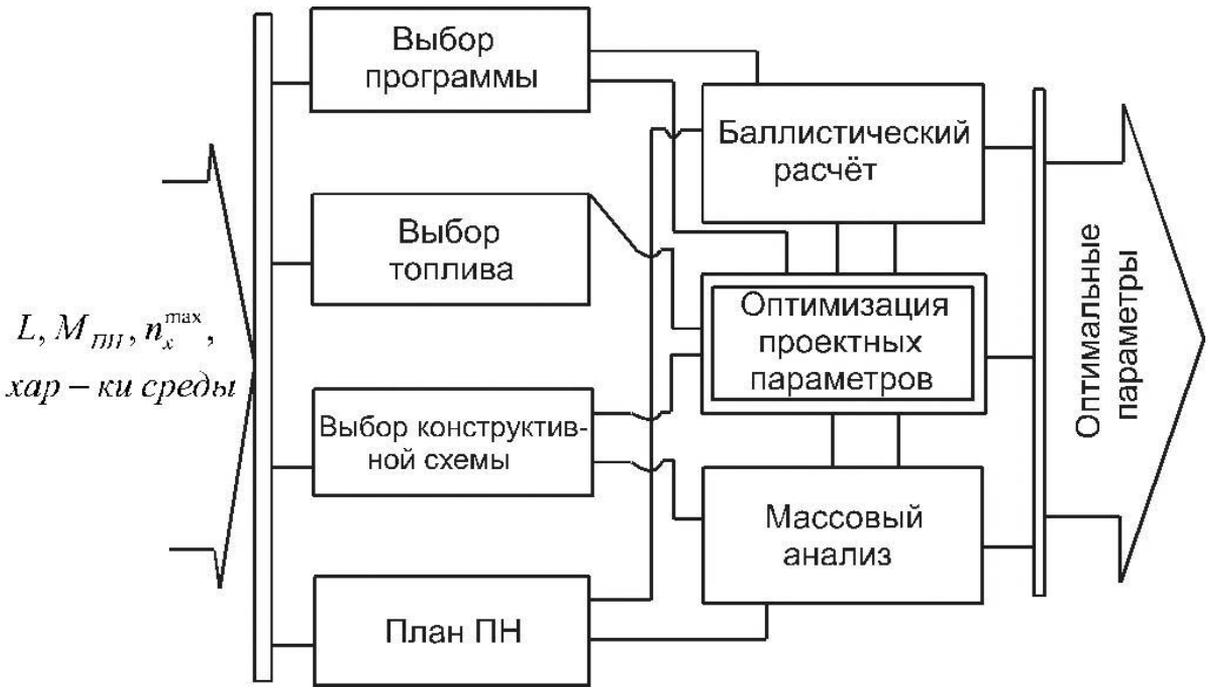


Рис. 1. Логическая модель выбора параметров проектирования ПЛ

**Выбор топлива и конструктивной схемы пенетратора**

Выбор топлива производится с учетом следующих основных условий:

1. Обеспечение максимально возможных значения единичного импульса  $I_{ED}$ , скорости горения  $u$  и плотности топлива  $\rho_T$ ;
2. Обеспечение высокой механической прочности заряда и устойчивости горения в условиях высоких перегрузок  $n_X$ .

Для ракетных двигателей твердого топлива исследуемых пенетраторов характерно высокое значение удельной лобовой тяги (отношение тяги двигателя к площади миделевого сечения ПЛ)  $R_{УЛ} = 10 \div 10^2$  МПа при малом времени работы  $T = 0,1 \div 1,0$  с, значении критерия Победоносцева  $\kappa > 200$  и осевой перегрузке  $n_X \approx 10^3$ . Эти обстоятельства приводят к тому, что в РДТГ пенетраторов целесообразно использовать топливные заряды рулонного типа или армированные, которые имеют высокую прочность при большом удельном расходе топлива с поверхности. Следует отметить, что для РДТГ с заданными значениями тяги  $R$  и временем работы  $T$  существует оптимальная скорость горения  $u_{OPT}$ , при которой масса двигателя будет минимальна.

Увеличение скорости горения приводит к увеличению свода заряда  $e$  (при заданном времени го-

рения), что при выбранной тяге  $R$ , длине заряда  $l_3$  и критерии Победоносцева  $\kappa$  заставляет увеличивать диаметр камеры, а значит, и массу РДТГ. С другой стороны, уменьшение скорости горения приводит к увеличению длины заряда и массы РДТГ, причем некоторое уменьшение диаметра камеры не компенсирует это увеличение длины заряда, так как необходимо выдержать заданное значение.

Существует ряд методик, позволяющих определить оптимальную скорость горения при тех или иных исходных данных. На рис. 2 представлена зависимость оптимальной скорости горения  $U_{OPT}$  от уровня лобовой тяги  $R_{УЛ}$ . Расчет производился при значениях  $I_{ED} = 2000 \div 2800$  Н·с/кг и  $\kappa = 240$ .

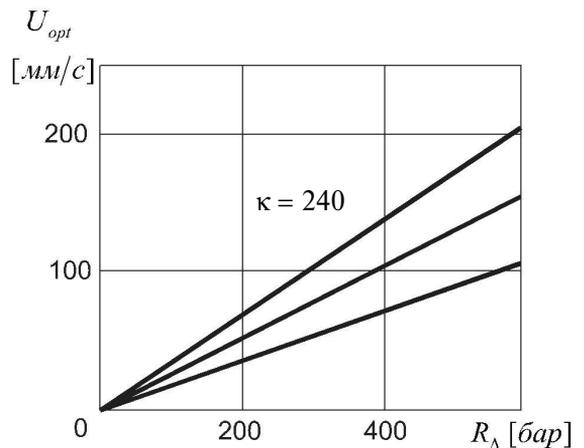


Рис. 2. Зависимость оптимальной скорости горения от лобовой тяги ГПМ

Очевидно, что оптимальная скорость горения должна быть достаточно высокой:  $U_{OPT} = 25 \div 250$  мм/с.

С другой стороны, для РДТТ существует принципиальная зависимость между давлением в камере сгорания  $P_K$  и требуемым уровнем удельной лобовой тяги  $R_{УЛ}$ :

$$R_{УЛ} = B_H^2 \frac{M_C}{S_{KC}} I_{ED}, \quad (1)$$

где  $B_H = \frac{D_{KC}}{D_H}$  — отношение диаметра камеры сгорания к наружному диаметру;

$\frac{M_C}{S_{KC}} = \bar{M}_{KC}$  — удельный массовый расход через поперечное сечение камеры.

В то же время  $\bar{M}_{KC}$  определяется из уравнения

$$\bar{M}_{KC} = \bar{M}_{KP} \frac{S_{KP}}{S_{KC}}, \quad (2)$$

где  $\bar{M}_{KP} = \frac{A\phi_2 P_K}{\sqrt{RT_0}}$  — удельный массовый расход в критическом сечении сопла;

$A = \sqrt{K \left( \frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{2(K-1)}}}$ ;

$\phi_2 = 0,94 \div 0,97$  — коэффициент расхода.

Тогда из (1) с учетом (2) получим зависимость давления в камере  $P_K$  от удельной лобовой тяги  $R_{УЛ}$ :

$$P_K = \frac{\sqrt{RT_0}}{A\phi_2 B_H^2 I_{ED} \left( \frac{S_{KP}}{S_{KC}} \right)} R_{УЛ}. \quad (3)$$

На рис. 3 представлена зависимость (3) при различных значениях  $I_{ED}$  и  $\left( \frac{S_{KP}}{S_{KC}} \right)$ . Расчет производился при  $RT_0 = 10^6$  Дж/кг;  $A = 0,69$  ( $K = 1,25$ );  $\phi_2 = 0,96$ ;  $B_H = 0,9715$ .

Если учесть, что для обеспечения нормального запуска рекомендуется выдержать соотношение

$$\mu = \frac{S_{KP}}{S_{KC}} \leq 0,8(1 - \xi), \quad (4)$$

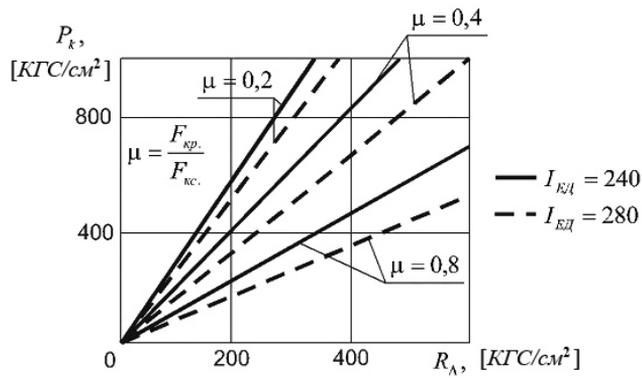


Рис. 3. Зависимость давления в камере сгорания от удельной лобовой тяги

где  $\xi = \frac{S_{KP}}{S_{KC}}$  — коэффициент заполнения поперечного сечения камеры зарядом, то при значениях  $\xi =$

$0,6 \div 0,8$  отношение  $\frac{S_{KP}}{S_{KC}} \leq 0,48 \div 0,64$  и давление

в камере сгорания должно быть порядка сотен атмосфер. Следует отметить, что при таких давлениях твердые топлива способны обеспечивать скорость горения порядка 100 мм/с и более даже при использовании обычных порохов.

Рассмотрим возможные компоновочные схемы пенетраторов, проникающих в лунный грунт с двигательной установкой. На рис. 4 представлена нормальная конструктивная схема ПЛ, где полезная нагрузка (ПН) находится в передней части корпуса аппарата, а двигатель — в задней части. Подобная схема позволяет разместить в передней части корпуса ту или иную систему амортизации ПН при входе в грунт и в то же время обеспечивает наилучшие условия для истечения продуктов сгорания из сопла двигателя. Схема а позволяет выполнить ПЛ с максимальным диаметром полезной нагрузки. С другой стороны, схема б дает возможность снизить темп нарастания перегрузки при входе в грунт, хотя при этом диаметре ПЛ, тяга двигателя  $R$  и масса топлива будут больше, чем в первом случае.

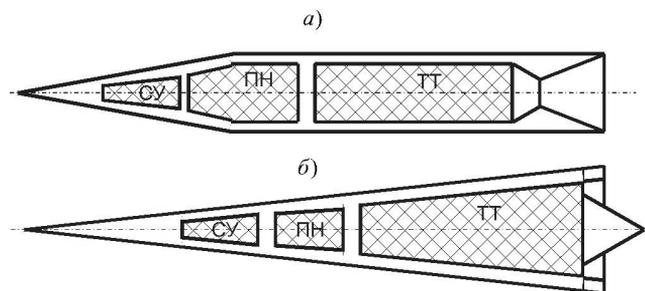


Рис. 4. Нормальная компоновочная схема

На рис. 5 представлен ПЛ другой компоновочной схемы. Основным достоинством такой схемы является возможность снижения перегрузки, действующей на полезную нагрузку при входе в грунт.

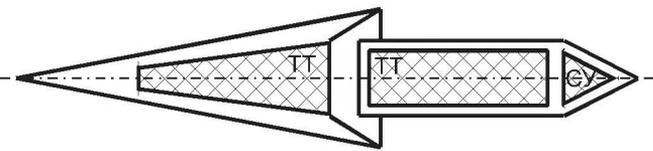


Рис. 5. Компоновочная схема с кольцевым соплом

При соответствующем подборе уровня тяг РДТТ и программы ее изменения можно снизить эту перегрузку в случае необходимости до любой заданной величины. К недостаткам этой схемы следует отнести увеличенный диаметр penetrатора по сравнению со схемой рис. 4 при равном диаметре полезной нагрузки.

На рис. 6,а приведена компоновочная схема ПЛ с двумя РДТТ и размещением полезной нагрузки в середине корпуса. В носовом конусе penetrатора расположен РДТТ взрывного типа, который работает в период входа аппарата в грунт и торможения до маршевой скорости, а далее работает маршевый РДТТ. Кольцевое сопло переднего РДТТ может в некоторых случаях сбрасываться каким-либо способом, например с помощью пироболтов. Использование двух РДТТ различного типа позволяет реализовать наиболее оптимальные программы движения penetrатора на активном участке траектории в грунте.

Примером конструктивной схемы ПЛ с двухрежимным однокамерным РДТТ может служить схема с задним расположением полезной нагрузки (рис. 6,б). Здесь резкое дросселирование тяги РДТТ на маршевом участке обеспечивается использованием двух полузарядов разного типа и из различных марок топлива. Недостатком такой схемы является

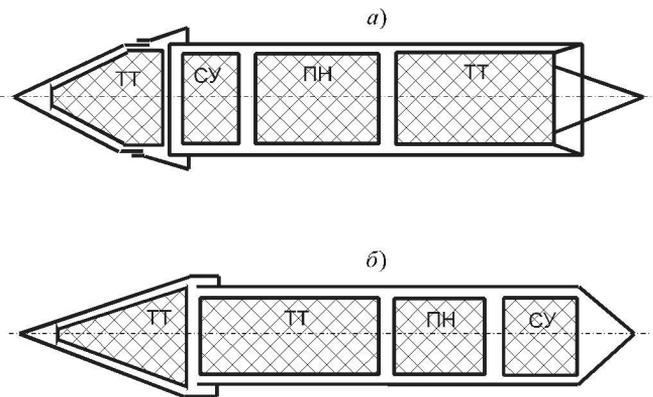


Рис. 6. Компоновочная схема с двухрежимным РДТТ

увеличенный диаметр penetrатора за счет использования кольцевого сопла.

### Выбор программы движения penetrатора в лунном грунте

Под программой движения ПЛ в лунном грунте понимают зависимость скорости от времени движения в грунте  $V = f(t)$ . Оптимальная программа движения penetrатора в грунте должна обеспечить при некоторых исходных данных достижение заданной глубины  $L$  при определенной скорости входа  $V_{BX}$  с затратой минимальной массы топлива на активном участке.

Примем следующие допущения: ПЛ движется по вертикали вниз в однородном грунте:  $\rho_f = \text{const}$ ; удельное сопротивление грунта  $F_{уд} = \text{const}$ ; единичный импульс двигателя постоянен ( $I_{ЕД} = \text{const}$ ); закон сопротивления квадратичный, т.е. имеет место зависимость

$$F = F_0 + AV + BV^2. \quad (5)$$

Кроме того, задана предельно допустимая перегрузка  $n_x$ . Известно, что оптимальная с точки зрения энергетических затрат скорость движения penetrатора в лунном грунте равна

$$V_{OPT} = \sqrt{\frac{F_0}{B}}. \quad (6)$$

Если скорость входа penetrатора больше оптимальной скорости движения, программа движения в грунте должна обеспечивать торможение ПЛ от скорости  $V_{BX}$  до оптимальной  $V_{OPT}$  и движение его на маршевом участке с постоянной скоростью  $V_{OPT}$  до достижения заданной глубины  $L_0$ .

Анализ возможных вариантов программы движения показывает, что наиболее приемлемой с точки зрения расхода топлива является программа с равнозамедленным движением на участке торможения от  $V_{BX}$  до  $V_{OPT}$ , т.е.

$$V = \begin{cases} V_{BX} - at & \text{при } 0 \leq t \leq t_1; \\ V_{OPT} & \text{при } t_1 < t \leq T, \end{cases} \quad (7)$$

где  $t_1$  — время торможения до  $V_{OPT}$ ;  $T$  — время работы РДТТ;  $a$  — постоянная торможения (ускорения).

Действительно, при движении с отрицательной перегрузкой  $\frac{a}{g} < n_X$  необходимо иметь тягу  $R$  большую, чем при движении с  $n_X$ , что приводит к увеличению расхода топлива на участке торможения, даже с учетом увеличения средней скорости на этом участке, поскольку тяга и расход топлива пропорциональны квадрату скорости движения пенетратора, а время торможения обратно пропорционально средней скорости движения и предельной перегрузке, и, следовательно, суммарный импульс тяги, а значит, и масса топлива в этом случае возрастают.

На рис. 7 представлены зависимости ускорения  $a$ , скорости  $V$ , силы сопротивления  $F$ , тяги  $R$  и глубины проникания  $L$  от времени при движении ПЛ по программе (7). На участке торможения движение равнозамедленное — скорость изменяется по зависимости

$$V = V_{BX} - at. \quad (8)$$

Время торможения

$$t_1 = \frac{V_{BX} - V_{OPT}}{a}. \quad (9)$$

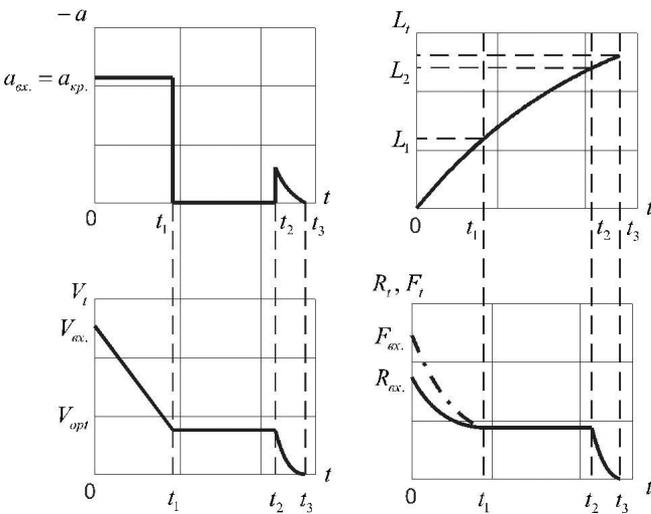


Рис. 7. Изменения ускорения, скорости, силы сопротивления тяги и глубины проникания по времени движения пенетратора в лунном грунте

Дальность  $L_1$  (длина участка торможения)

$$L_1 = V_{BX}t_1 - \frac{at_1^2}{2} = \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a}. \quad (10)$$

Сила сопротивления на участке торможения меняется от  $F_{BX} = F_0AV + BV_{BX}^2$  до  $F_1 = 2F_0 = 2F_{УД}S_M$  по закону

$$F = B(V_{BX} - at)^2 + Aa + F_{УД}S_M. \quad (11)$$

Сила тяги в соответствии с уравнением движения

$$R = F - am \quad (12)$$

изменяется по зависимости

$$R = B(V_{BX} - at)^2 + F_{УД}S_M - aM, \quad (13)$$

где  $M$  — текущее значение массы с учетом коэффициента  $A$ .

На отрезке времени  $t_1 - t_2$  ПЛ движется на маршевом участке с постоянной скоростью  $V_{OPT}$ . Длина маршевого участка  $L_M$  определяется по формуле

$$L_M = (L_2 - L_1) = L_0 - L_1 = L_0 - \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a}. \quad (14)$$

Время движения на маршевом участке

$$t_M = t_2 - t_1 = \frac{L_M}{V_{OPT}} = \frac{L_0 - \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a}}{V_{OPT}}. \quad (15)$$

Тяга при этом равна оптимальному сопротивлению

$$R_M = 2F_0 = 2F_{УД}S_M. \quad (16)$$

Зная зависимости тяги от времени, можно при принятых ранее допущениях определить массу топлива  $M_T$ , расходуемую на достижение заданной глубины  $L$ . Следует лишь отметить, что использование программы с равнозамедленным изменением скорости на участке торможения предполагает использование РДТТ с дросселированием по тяге в 30—100 раз за период 0,05—0,2 с.

Другим видом программы движения пенетратора в лунном грунте является движение с постоянной тягой  $R = \text{const}$  на обоих участках. Анализ параметров движения ПЛ показывает, что если выбрать  $R = 2F_0$ , где  $R$  — тяга,  $F$  — статическое сопротивление, т.е. обеспечить после торможения движение на марше с оптимальной скоростью  $V_{OPT}$ , то при приемлемых допущениях по перегрузке

$n_X \approx 1200$  допустимая скорость входа будет  $V_{BX} < 500$  м/с. Поэтому следует использовать двухрежимный двигатель либо вообще два двигателя на ПЛ. В случае использования двухрежимного двигателя уровень тяги на участке торможения выбирается из условия обеспечения заданной перегрузки в момент входа пенетратора в лунный грунт. Далее в некоторый момент тяга двигателя уменьшается до  $R = 2F_0$ . При наличии на ПЛ двух двигателей сначала включается один двигатель и пенетратор тормозится до оптимальной скорости, после чего включается маршевый двигатель. Во всех случаях момент изменения тяги выбирается таким образом, чтобы при этом перегрузка не превысила допустимую. На рис. 8 показано изменение параметров движения пенетратора при такой программе движения аппарата в грунте.

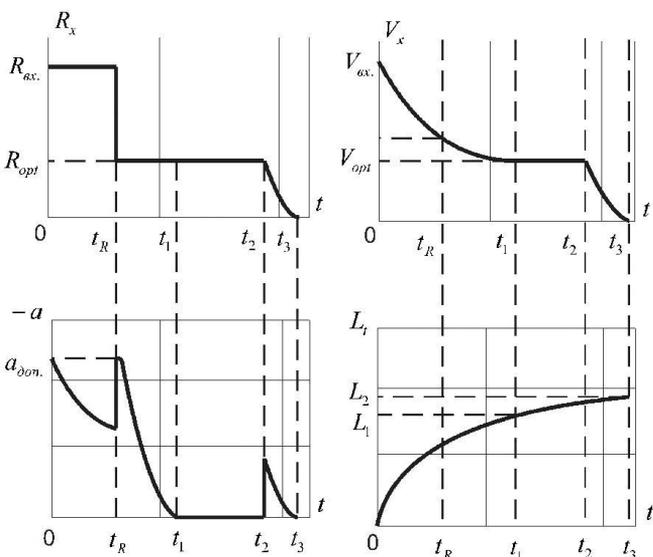


Рис. 8. Изменение параметров движения ПЛ при двухрежимной работе РДТТ

**Баллистический расчет**

Это частная задача баллистического проектирования пенетраторов формулируется следующим образом: требуется определить запас топлива  $M_T$ , обеспечивающий заданную дальность  $L_0$  при условии, что программа движения, топливо и конструктивная схема ПЛ выбраны.

Исходными данными для расчета являются дальность  $L_0$ , калибр  $D_H$ , единичный импульс РДТТ  $I_{ED}$ , предельно допустимая перегрузка  $n_{X0}$ , скорость входа  $V_{BX}$ , оптимальная скорость  $V_{OPT}$ ,

коэффициент сопротивления  $B$ , удельное сопротивление  $F_{УД}$ , начальная масса  $M_0$ .

Рассмотрим методику баллистического расчета ПЛ с программой движения (7), т.е.

$$V \begin{cases} V_{BX} - at & \text{при } 0 \leq t \leq t_1; \\ V_{OPT} & \text{при } t_1 < t \leq T. \end{cases} \quad (17)$$

Как было показано выше, при такой программе запас топлива будет минимальным при принятых исходных данных. Полная масса топлива РГПМ складывается из массы топлива, расходуемого на участке торможения в грунте  $M_{TT}$  и на маршевом участке в грунте  $M_{TM}$ :

$$M_T = M_{TT} + M_{TM}. \quad (18)$$

Определим зависимость массы топлива  $M_{TT}$ , расходуемого на участке торможения, от скорости входа ПЛ в грунт (рис. 9). Из уравнения (12) величину тяги можно записать в виде

$$R = F - aM = BV^2 + F_{УД}S_M - \frac{aM}{g}. \quad (19)$$

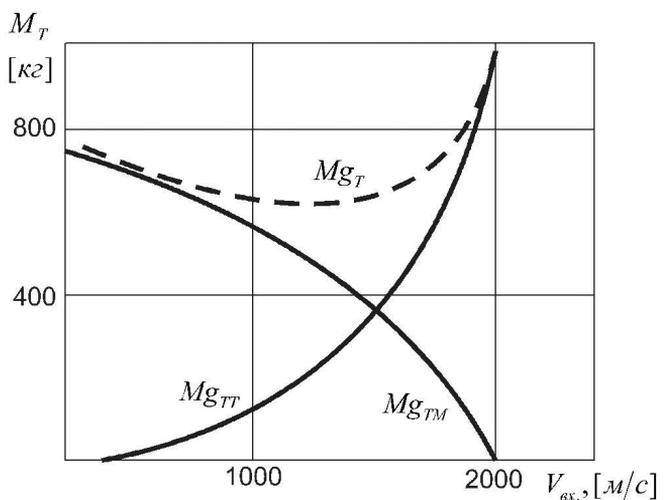


Рис. 9. Зависимость массы топлива на участках торможения и маршевом от скорости входа ПЛ в грунт

Скорость изменения секундного расхода топлива равна

$$M_C = \frac{dM}{dt} = -\frac{R}{I_{ED}}. \quad (20)$$

Тогда с учетом (20) уравнение движения (19) запишется следующим образом:

$$-I_{ED} M_C + aM = B(V_{BX} - at)^2 + F_{уд} S_M. \quad (21)$$

Имея в виду, что  $B(V_{BX} - at)^2 \gg F_{уд} S_M$  и что

$$M_C = \frac{dM}{dt} = \frac{dM}{dt} \frac{dV}{dV} = -a \frac{dG}{dV}, \quad (22)$$

уравнение (21) можно записать в виде

$$I_{ED} a \frac{dM}{dV} + aM = BV^2 \quad (23)$$

или

$$\frac{dM}{dV} - \frac{1}{I_{ED}} M = \frac{B}{I_{ED} a} V^2. \quad (24)$$

Если учесть, что  $I_{ED} = W_a$  ( $W_a$  — скорость истечения газов),  $I_{ED} a = W_a a$ , то окончательно получим дифференциальное уравнение

$$\frac{dM}{dv} - \frac{1}{W_a} M = \frac{B}{W_a a} V^2. \quad (25)$$

Линейное неоднородное уравнение (25) решается в квадратурах. Решение однородного уравнения

$$\frac{dM}{dV} = -\frac{1}{W_a M} \quad (26)$$

имеет вид

$$M = ce^{\frac{V}{W_a}}. \quad (27)$$

Значение постоянной интегрирования  $C(V)$  определяется путем подстановки  $M$  в исходное уравнение (25), что приводит к уравнению

$$\frac{dc}{dV} = \frac{B}{W_a a} V^2 e^{\frac{V}{W_a}} \quad \text{или} \quad c = \frac{B}{W_{n_x}} \int V^2 e^{\frac{V}{W_a}} dV + c_1. \quad (28)$$

Интегрируя (28), получим

$$c = \frac{B}{a} e^{\frac{V}{W_a}} [V^2 - 2VW_a + 2W_a^2] + c_1, \quad (29)$$

где  $c_1$  — постоянная, определяемая из начальных условий:

$$M = M_0 \quad \text{при} \quad V = V_{BX}.$$

Тогда

$$M = \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] + c_1 e^{\frac{V}{W_a}} \quad (30)$$

или

$$c_1 = \left\{ M_0 - \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] e^{\frac{V_{BX}}{W_a}} \right\}. \quad (31)$$

Окончательно масса пенетратора при скорости  $V$  равна

$$M = \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] + \left\{ M_0 g - \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] \right\} e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}}. \quad (32)$$

Для определения массы к моменту достижения РГПМ оптимальной скорости  $M_{КТ}$  необходимо вместо  $V$  подставить  $V_{OPT}$ .

Масса топлива, расходуемая на участке торможения, будет определена по формуле

$$M_T = M_0 - M_{КТ}$$

или

$$M_T = \frac{BW^2}{a} \left\{ \left[ \left( 1 - \frac{V_{BX}}{W_a} \right)^2 + 1 \right] e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}} - 1 - \left[ 1 - \frac{V_{OPT}}{W_a} \right]^2 \right\} - M_0 g \left[ e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}} - 1 \right]. \quad (33)$$

Расход топлива на маршевом участке  $M_{ТМ}$  определяется следующим образом.

Тяга  $R_M$  равна удвоенному статическому сопротивлению (20)

$$R_M = 2F_{уд} S_M = \frac{\pi}{2} D_H^2 F_{уд}. \quad (34)$$

Время работы двигателя на марше  $L_M$  определяется из уравнения (15)

$$t_M = \frac{2aL_0 - V_{BX}^2 + V_{OPT}^2}{2aV_{OPT}} \quad (35)$$

или

$$tt_M = \frac{L_0}{V_{OPT}} - \frac{V_{OPT} \left[ \left( \frac{V_{BX}}{V_{OPT}} \right)^2 - 1 \right]}{2a}. \quad (36)$$

Тогда запас топлива  $M_{TM}$  будет равен

$$M_{TM} = \frac{R_M t_M}{I_{ED}} = \frac{\pi D_H^2 F_{уд} (2aL_0 - V_{BX}^2 - V_{OPT}^2)}{4aV_{OPT} I_{ED}} \quad (37)$$

или

$$M_{TM} = \frac{\pi}{4} D_H^2 F_{уд} \frac{2a \frac{L_0}{V_{OPT}} - V_{OPT} \left[ \left( \frac{V_{BX}}{V_{OPT}} \right)^2 - 1 \right]}{aW_a} \quad (38)$$

Таким образом, полная масса топлива  $M_T$ , обеспечивающая заданную дальность  $L_0$  пенетратора калибром  $D_H$  и массой  $M_0$ , с предельно допустимой перегрузкой  $n_X$ , равна

$$M_T = M_{TT} + M_{TM} = \frac{BW_a^2}{a} \times \left\{ \left[ \left( 1 - \frac{V_{BX}}{W_a} \right)^2 + 1 \right] e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}} - 1 - \left( 1 - \frac{V_{OPT}}{W_a} \right)^2 \right\} - M_0 \left[ e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}} - 1 \right] + \frac{\pi}{4} D_H^2 F_{уд} \times \frac{2a \frac{L_0}{V_{OPT}} - V_{OPT} \left[ \left( \frac{V_{BX}}{V_{OPT}} \right)^2 - 1 \right]}{aW_a}, \quad (39)$$

где  $F_{уд}$  — удельное сопротивление грунта;  $B$  — коэффициент сопротивления движению пенетратора;  $V_{OPT}$  — оптимальная скорость движения ПЛ;  $W_a = I_{ED}$  — скорость истечения газов из сопла РДТТ, которым оснащен ПЛ;  $V_{BX}$  — скорость вхождения ПЛ в грунт.

Масса топлива является функций девяти параметров:

$$M_T = f(L_0, D_H, a, W, B, V_{OPT}, F_{уд}, M_0, V_{BX}),$$

из которых один — скорость входа  $V_{BX}$  — нужно выбрать таким образом, чтобы масса топлива была минимальной. Найти экстремум  $M_T = F(V_{BX})$  можно путем дифференцирования уравнения (39) по скорости  $V_{BX}$  и приравнивания производной к нулю, что достаточно трудоемко, либо путем построения зависимости в виде графика.

### Выводы

В работе предложены методические принципы выбора программы движения, топлива, конструктивно-компоновочной схемы, позволившие найти оптимальные проектные параметры пенетраторов для исследования лунного грунта с помощью аналитических зависимостей.

### Библиографический список

1. Бобков Е.И. Проектирование и конструкция ракет на твердом топливе. Ч. 2. — М.: ЦНИИ информации, 1977.
2. Блинов Г.А. и др. Техника и технология высокоскоростного бурения. — М.: Недра, 1982.
3. Гарькавый А.А. и др. Двигатели летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1987.