

УДК 629.78:735.33

Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью

А.Г. Галеев, Е.В. Гусев, В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова

Аннотация: В настоящее время человечеству удалось заглянуть в недра нашего спутника Луны до глубины 3 метров. Возможно, только с помощью бурения на космических телах, в первую очередь автоматического - без участия человека, будет дан ответ на вопрос о закономерностях эволюции планет, при которых зарождение жизни является либо продуктом локальной случайности, либо результатом пока неизвестных причин. По мере освоения космических тел задачи, стоящие перед внеземным бурением, будут неизбежно усложняться. Понадобится бурение скважин на глубины десятков и сотен метров для изучения распространения мерзлоты на поверхности некоторых планет и спутников, для поиска, например, воды, для сейсмических, биологических и других исследований. Бурение может оказаться необходимым при строительстве лунных баз. Существует проект строительства лунной базы с помощью скважины глубиной несколько десятков метров, на забое которой будет взорван заряд большой мощности. При этом образуется сферическая полость, вполне пригодная для оборудования рабочего помещения, надежно защищенная толщиной лунного грунта от больших перепадов температур и космического излучения. Указанные работы потребуют создания пенетраторов, запускаемых с посадочных модулей автоматических межпланетных станций и проникающих в грунт на значительную глубину при относительно малой собственной массе.

Ключевые слова: пенетратор; лунный грунт; реактивный двигатель твердого топлива; бурение.

Пенетратор (англ. Penetrator) дословно в переводе с английского «тот, что углубляется», глагол «penetrate» в переводе с английского означает: проходить сквозь, проникать внутрь, пролезать. Эти аппараты (внедряемые зонды) предназначены для жесткой посадки с расчетом, что их головная часть, представляющая собой проникающий зонд, при этом значительно углубится в лунные породы.

Исследуемые пенетраторы представляют собой реактивные устройства, снабженные ракетными двигателями твердого топлива, способные двигаться в грунтах с высокими

скоростями и обеспечивать существенное снижение перегрузок, действующих на полезную нагрузку.

Возможными для практической реализации способами организации процесса образования скважин в грунте с помощью пенетраторов являются взрывной, газодинамический, инерционный, реактивный, а также их комбинации. Судя по относительным затратам энергии на единицу объема скважины, наиболее приемлемым является реактивный или реактивный в сочетании с инерционным способ проникания.

В качестве силовой установки для пенетраторов целесообразно применять ракетный двигатель твердого топлива, имеющий наивысший показатель среди всех других химических тепловых машин по запасу энергии на единицу объема и по удельной лобовой мощности, а также способный даже при постоянной поверхности горения обеспечить требуемый рациональный режим изменения тяговых характеристик.

В результате исследования процесса взаимодействия пенетратора с грунтом в рамках теории механики сплошной среды, установлено, что

- при движении пенетратора в грунте образуется скважина, диаметр которой больше диаметра миделева сечения;
- при действии внешних нагрузок в грунте между отдельными частицами формируются зоны сдвигов и наступает фаза пластического течения, грунт при этом испытывает значительные объемные деформации, что приводит к увеличению его плотности, которая при разгрузке практически не меняется;
- для определения основных параметров движения в зависимости от физико-механических свойств грунтов и скорости проникания аппарата могут использоваться гидродинамическая, упругопластическая и модель пластического газа с необратимой нелинейной объемной деформацией.

Получение аналитического решения для выбора оптимальных параметров лунных пенетраторов (ЛП) грунтовых реактивных аппаратов при произвольно заданных условиях запуска связано с определенными математическими трудностями. Однако, для случая, когда пенетратор запускается с поверхности лунного грунта с нулевой скоростью входа, такое аналитическое решение может быть получено довольно просто.

Задача определения оптимальных проектных параметров ЛП в этом случае сводится к выбору такой совокупности габаритно – массовых и энергетических параметров и характеристик пенетратора, которая при заданных условиях запуска, физико-механических свойствах лунного грунта, массе полезной нагрузки и массе выбранного топлива

обеспечивает достижение максимальной глубины проникания при условии выполнения дисциплинирующих условий.

Возможно и обратная постановка этой задачи, когда выбираются проектные параметры ЛГ, которые обеспечивают достижение заданной глубины проникания минимальным запасом топлива при соблюдении оговоренных в первой формулировке условиях.

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

Полученные в результате решения любой из указанных выше задач квазиоптимальные параметры и характеристики могут быть использованы как в качестве предварительных проектных параметров при создании пенетраторов, проникающих в лунный грунт, так и в качестве начальных условий при решении задачи в общей постановке.

Определение потребной тяги двигательной установки

Будем считать, что ЛП запускается с нулевой начальной скоростью входа в грунт, т.е. в момент запуска двигателя головная часть аппарата касается поверхности грунта. Следовательно, время работы двигателя в грунте равно полному времени работы двигательной установки, т.е. $t_{к1} = 0$ и $t_{к3} = 0$. Положим, что в течении всего периода работы ДУ $R = const$ и что в момент отключения двигателя аппарат останавливается мгновенно. Учитывая эти допущения, выражение для определения глубины проникания запишется в виде[1]

$$L = \frac{M_K + \frac{M_T}{2} + A}{B} \ln \left| \frac{e^{\frac{T}{A_{32}}} + 1}{2e^{\frac{T}{2A_{32}}}} \right|. \quad (1)$$

В качестве уравнений связи используются зависимости

$$RT = I_{ЭД} M_T q; \quad (2)$$

$$A_{32} = \frac{2M_k + M_T + A}{4\sqrt{B(R_1 - F_0)}}, \quad (3)$$

где $R_1 = R + M_k g + \frac{M_T}{2} g = R + M_{CP} g$, g - ускорение свободного падения.

Рис. 1 Зависимость глубины проникания от удельной лобовой тяги и конструктивного совершенства ГРАП

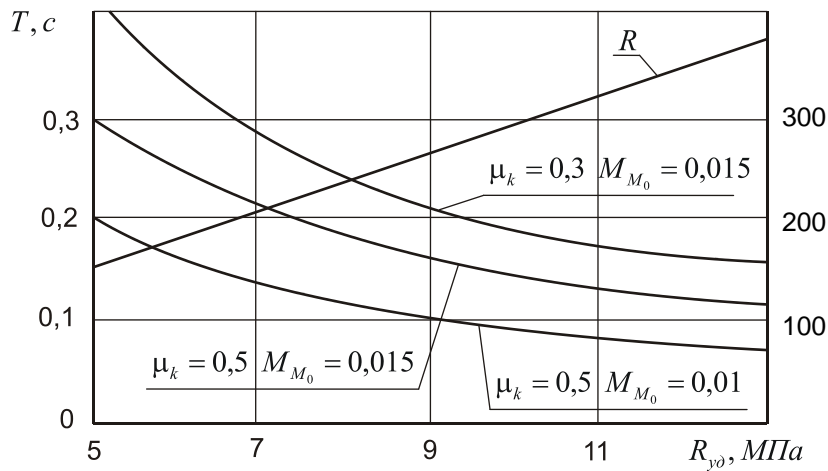
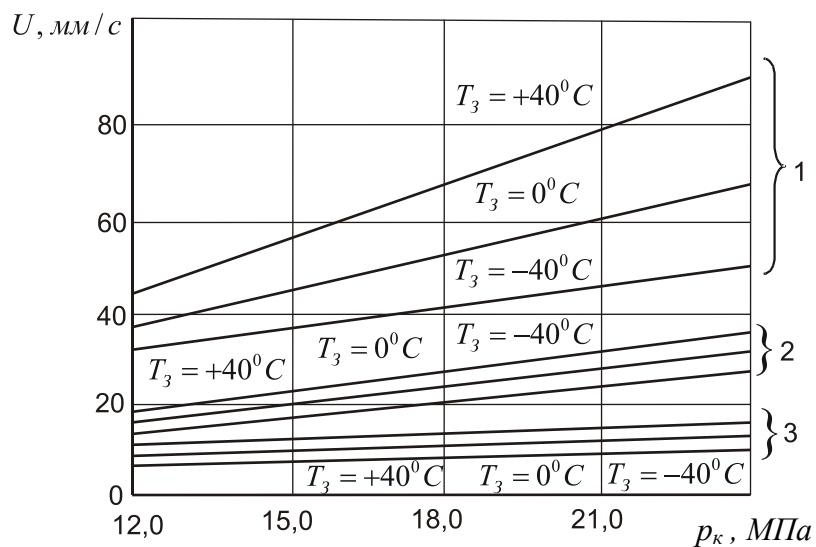


Рис. 2 Зависимость времени работы и тяги ДУ от удельной лобовой тяги и конструктивного совершенства конструкции



На рис. 1, 2 проведены зависимости изменения глубины проникания L , время работы РДТТ T и тяги ДУ R (отношение тяги ДУ к площади миделя). При построении изображенных кривых принималось: $\mu_K = \frac{M_K}{M_0}$ - массовое соотношение конструкции;

$M_{M_0} = (1 - \mu_K) \frac{M_0}{S_M}$ - удельная массовая нагрузка топлива на мидель; $M_{M_0} = 0,01 \text{ МПа}$ -

массовая нагрузка на мидель; $I_{ED} = 2050 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ - удельный импульс.

Зависимость $L = L(R_{VD})$ показывает, что начиная со значений удельной лобовой тяги 7-8 МПа и до 11 МПа, прирост дальности хода незначителен (~5%), хотя при этом необходимая тяга возрастает на 60-70%, что заставляет применять напряженные параметры рабочего процесса РДТТ.

Более целесообразно выбрать невысокое значение удельной лобовой тяги, и, потеряв в глубине проникания около 5%, значительно облегчить условия работы РДТТ.

Максимальная глубина проникания и значения параметров R и T , при которых этот максимум достигается, определяются по формулам[2]:

$$L_{MAX} = \frac{2M_K + M_T + 2A}{2B} \ln \left| \frac{e^{2K} + 1}{2e^K} \right|; \quad (4)$$

$$R^{opt} = 2F_0 - 2M_K g - M_T g; \quad (5)$$

$$T = \frac{I_{ED} M_T g}{2F_0 - 2M_K g - M_T g}, \quad (6)$$

где
$$K = \frac{I_{ED} M_T \sqrt{B}}{[2(M_K + A) + M_T] \sqrt{F_0 - M_K g - \frac{M_T g}{2}}}$$
.

Таким образом, при запуске пенетратора с нулевой скоростью входа в лунный грунт при условии, что тяга двигателя больше статического сопротивления грунта для достижения

максимальной глубины проникания, определяемой зависимостью (4), необходимо выбирать тягу двигателя и время его работы в соответствии с выражениями (5) и (6).

Предельная скорость движения ЛП, имеющего тягу двигателя $R \approx 2F_0$, определяется по формуле $V_{opt} = \sqrt{\frac{F_0}{B}}$ и является оптимальной скоростью движения грунтового реактивного аппарата в заданном грунте.

Однако, в тех случаях, когда запуск пенетратора осуществляется в лунные грунты, имеющие высокие значения удельного лобового сопротивления, иногда целесообразно пойти на некоторое уменьшение величины тяги двигателя по сравнению с полученной из формулы (5). При этом удастся существенно облегчить условия работы РДТТ при незначительной потере глубины проникания. Поставленный вопрос решается в каждом отдельном случае особо путем исследований производной первого порядка в окрестностях точки $R = R^{opt}$. Эта производная определяется выражением вида:

$$\frac{dL}{dR} = \frac{A_{32}T(2F_0 - R_1)}{R_1 M_{CP}} \frac{\left(e^{\frac{T}{A_{32}}} - 1 \right)}{\left(e^{\frac{T}{A_{32}}} + 1 \right)} \quad (7)$$

и показывает скорость изменения глубины проникания при изменении тяги двигателя.

Определение потребной массы топлива

Масса топлива, обеспечивающая проникание аппарат на заданную глубину, находится из выражения (4)

$$M_T = \frac{(2M_K + M_T + 2A) \sqrt{F_0 - M_K g - M_T \frac{1}{2} g \ln|C + \sqrt{C^2 + 1}|}}{I_{ED} B}, \quad (8)$$

где $C = e^{\frac{LB}{M_{CP}} + A}$; $M_{CP} = M_K + \frac{M_T}{2}$.

Если $C \gg 1$, то (8) можно записать в виде

$$M_T = \frac{(2M_K + M_T + 2A)\sqrt{F_0 - M_K g - M_T \frac{1}{2} g} \left[\frac{LB}{M_{CP} + A} + \ln 2 \right]}{I_{ED} B}. \quad (9)$$

Выражения (8) и (9) определяют зависимость между массой топлива и глубиной проникания.

В случае применения многомодульного пенератора тяга ДУ каждой отдельной секции может быть выбрана произвольно при соблюдении условия

$$R^{opt} = \sum_{i=1}^n R_i,$$

где n – количество секций ЛП; R_i – тяга двигателя i -го модуля; R^{opt} – общая тяга многомодульного ГРАП, определяемая по формуле (5).

Выбор основных параметров отдельного модуля многосекционного ЛП производится по методике определения проектных параметров одномодульного аппарата.

Приведенная ниже методика выбора проектных параметров одномодульного лунного пенератора иллюстрируется графическим материалом, полученным при разработке экспериментального ЛП, к которому предъявлялись следующие тактико-технические, производственно–экономические и эксплуатационные требования :

- дальность хода (глубина проникания) – $L = 10$ м;
- наружный диаметр – $D_H = 203$ мм;
- масса полезной нагрузки - $M_{ПН} = 0$ кг;
- простота и технологичность конструкции;
- дешевизна и недефицитность используемых материалов;
- возможность хранения в снаряженном виде;
- простота и удобство эксплуатации, не требующей высокой квалификации обслуживающего персонала.

Проникание осуществляется в грунт, имеющий среднее значение удельного сопротивления $F_{уд} = 5$ МПа.

Определение основных проектных параметров лунного пенератора целесообразно начать с выбора топлива для двигателя ЛП, который производится с учетом всего комплекса требований к аппарату, проникающему в грунт. Основными требованиями к топливу являются высокое значение удельного импульса; высокое значение плотности топлива;

большая скорость горения; низкая стоимость и недефицитность топлива и технологичность изготовления зарядов.

С учетом указанных требований, а также возможности приобретения порохов и малого времени работы двигателя, что допускает высокую температуру горения, целесообразно рассмотреть три типа топлива, основные характеристики которых для случая

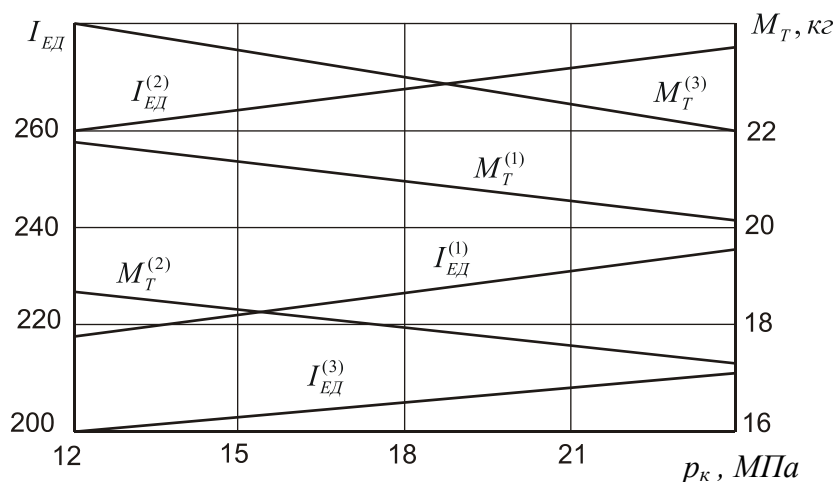
$$\frac{P_K}{P_A} = 100 \text{ представлены в таблице 1}$$

Таблица 1

№№ п/п	Тип топлива	$I_{ED},$ $\frac{н \cdot с}{кг}$	$T_K,$ $^{\circ}K$	μ	K	B	$\rho_T \cdot 10^{-3},$ $\frac{кг}{м^3}$	$u = a + 8P_K$	
								a	
1	Баллистит	220	2520	25	1,25	325	1,58	$u = 0,83 \cdot P^{0,53}$	
2	Баллистит с добавкой	262	3165	27,8	1,2	350	1,6	0,0025	$1,28 \cdot 10^{-8}$
3	смесевое	200	2025	30	1,27	400	1,77	0,018	$1,76 \cdot 10^{-8}$

Наименее дефицитным топливом является топлива №1, а максимальную скорость горения имеет топливо №3. которое имеет меньший удельный импульс чем топливо 2.

Рис. 3 Зависимость скорости горения от давления в КС



На рис. 3 представлена зависимость изменения скорости горения топлива от давления в камере сгорания РДТТ P_K и от температуры заряда T_3 .

Выбор давления в камере сгорания производим следующим образом.

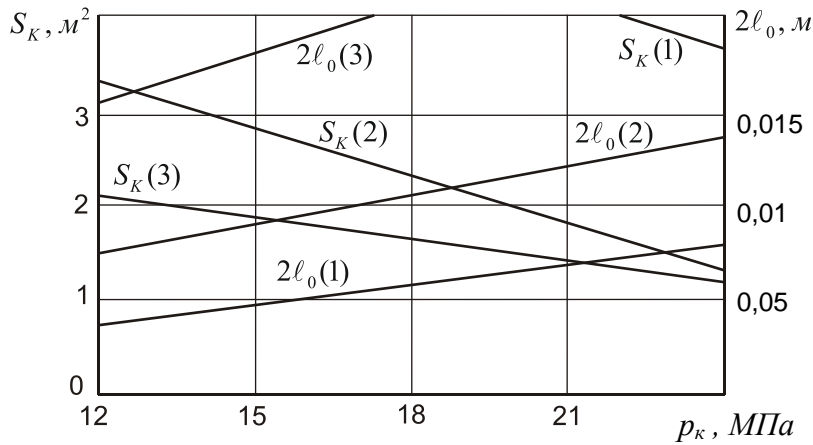
Масса топлива, обеспечивающая заданный суммарный импульс, равна

$$M_T = \frac{RT_K}{I_{ED}}, \quad (10)$$

где M_T – потребная масса топлива, определяемая по формуле (8);

R – находится по формуле (5).

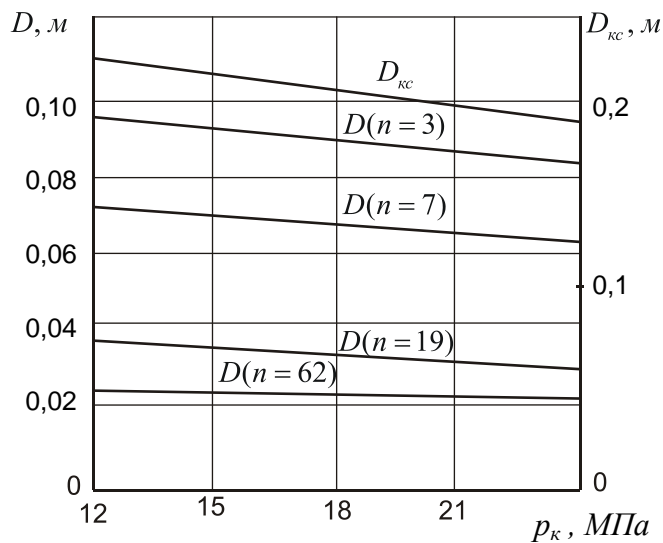
Рис. 4 Зависимость удельного импульса и массы топлива от давления в камере сгорания



На рис. 4 представлена зависимость удельного импульса I_{ED} и массы топлива M_T для различных значений P_K и типов топлива. Анализ зависимостей показывает незначительное влияние давления на удельный импульс и существенное влияние удельного импульса на массу топлива. Определим теперь потребную площадь горения S_Γ

$$S_\Gamma = \frac{R}{I_{ED} \rho_T u}. \quad (11)$$

Рис. 5 Зависимость площади горения и толщины свода шашки от давления в камере сгорания



На рис. 5 приведена зависимость площади горения от давления в камере P_k при температуре заряда $t_3 = 20^\circ C$. Очевидно, что наиболее резко на величину поверхности горения влияет скорость горения, поэтому степень влияния давления в камере на площадь горения будет тем сильнее, чем сильнее скорость горения зависит от давления.

На рис. 5 приведена также зависимость толщины свода шашки заряда $2l_0$, определенная по формуле

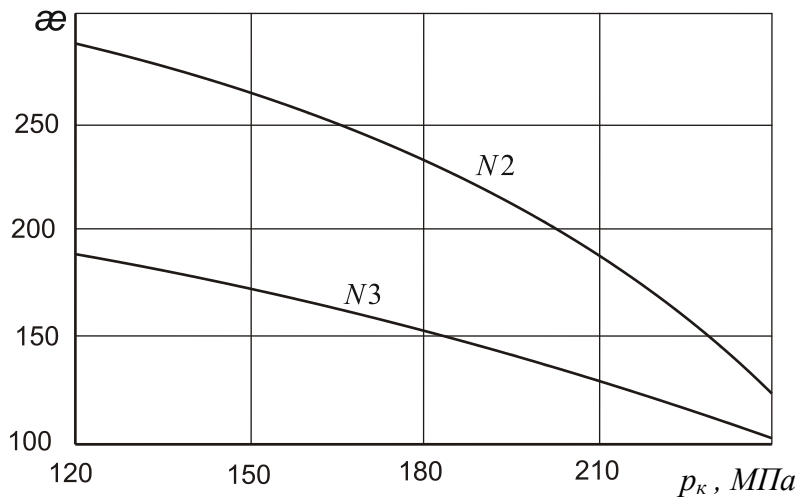
$$2l_0 = \frac{D-d}{2} = 2ut, \quad (12)$$

где D и d наружный и внутренний диаметры твердотопливного заряда

Определим размеры и число шашек топливного заряда.

Примем величину параметров $Z = \frac{\alpha_K}{\alpha_H}$ и α для многошашечного заряда равным $Z \leq 2$; $\alpha=200$, где критерии Победоносцева α_K – внутреннего канала шашки, α_n - канала между стенкой камеры и зарядами топлива, α - канала между шашками.

Рис. 6 Зависимость изменения внутреннего диаметра камеры ДУ и наружного диаметра шашки от давления в камере сгорания



На рис. 6 дана зависимость изменения внутреннего диаметра камеры от давления в камере сгорания. При расчетах принималось предельно-допустимое напряжения $[\sigma_p] = 7 \text{ МПа}$ и коэффициент запаса прочности $K = 1,5$. На этом же рисунке приведены зависимости изменения наружного диаметра шашки для различного числа шашек и давления в камере.

Для найденного ряда значений наружного диаметра D и количества шашек n определим значения внутреннего диаметра шашки d

$$d = D - 4l_0; \quad (13)$$

значение параметра для каждого варианта заряда по формуле

$$Z = \frac{D_{KC}^2 - nD^2}{ndD}, \quad (14)$$

где D_{KC} - внутренний диаметр камеры сгорания.

Допустимая длина заряда определяется по формуле

$$l_3 = \begin{cases} \frac{\infty d}{\infty 4}, & \text{при } Z \geq 1 \\ \frac{(D_{KC}^2 - nD^2)}{4nD}, & \text{при } Z < 1. \end{cases} \quad (15)$$

$$l_3 = \begin{cases} \frac{\infty d}{\infty 4}, & \text{при } Z \geq 1 \\ \frac{(D_{KC}^2 - nD^2)}{4nD}, & \text{при } Z < 1. \end{cases} \quad (16)$$

Далее определяется площадь горения заряда

$$S_{\Gamma} = S_{\delta} + 2S_T; \quad (17)$$

$$S_{\delta} = \pi(D + d)l_3 n; \quad (18)$$

$$S_T = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2)n. \quad (19)$$

где S_{δ} и S_T – боковая и торцевая поверхности горения топливных зарядов.

Определим параметр заряжения

$$\alpha = \frac{4n(D + d)l_3}{D_{KC}^2 - n(D^2 - d^2)}. \quad (20)$$

Все расчетные параметры вариантов заряда занесены в таблицу 2

Таблица 2

Расчетные параметры вариантов заряда

№	n	$D, \text{мм}$	$d, \text{мм}$	$l_3, \text{мм}$	α	α_K	α_n	Z	$S_{\Gamma}, \text{см}^2$	$\frac{S_T}{S_{KC}}$	$\left(\frac{S_T}{S_{KC}}\right)_{KP}$
1	13	44	32	1330	200	168	238	0,705	41200	0,431	0,652
1	19	39	27	830	200	123	266	0,460	32700	0,491	0,760
1	37	28	16	670	200	167	258	0,650	34600	0,505	0,756
1	62	22	10	465	200	186	248	0,75	29500	0,626	0,764
2	13	44	21	1125	200	212	198	1,07	29950	0,511	0,652
2	19	39	16	620	200	155	280	0,55	20300	0,691	0,760
2	37	28	5	400	200	224	195	1,15	16500	0,739	0,756
3	3	90	49	2580	200	200	200	1,0	33200	0,450	0,046
3	7	64	23	1050	199	180	200	0,90	20200	0,656	0,776

В расчетах принято $D_{KC} = 195 \text{ мм}$; S_{KC} - площадь внутреннего сечения камеры;

$\left(\frac{S_T}{S_{KC}}\right)_{KP}$ - предельное значение отношений для данной длины заряда. Из анализа таблицы

можно сделать выводы, что наиболее приемлемыми вариантами являются: топливо №1 с числом шашек $n = 62$; топливо №2 с числом шашек $n = 19$ и топливо №3 с $n = 7$. Следует

обратить внимание на низкое значение Z и $\frac{S_T}{S_{KC}}$ для всех вариантов, что позволяет при

$Z = 1$ иметь увеличенную толщину свода шашки, т.е. увеличить время работы РДТТ. Кроме того, сравнение величины площади горения S_T с требуемой площадью, определенной по зависимости $S_T = \int_{\Gamma} (P_K)$ (см. рис.5), показывает, что заряды из топлива №2 и №3 имеют предельную площадь горения, значительно превышающую необходимую. Следовательно, практически можно уменьшить длину заряда. Заряд из топлива №1 будет иметь поверхность горения меньше необходимой, а это значит, что РДТТ с этим зарядом разовьет меньшую тягу, чем в остальных случаях.

Определим массу конструкции ЛП, обеспечивающую нормальные условия функционирования РДТТ при заранее выбранном значении давления в камере сгорания.

Если не принимать во внимание массу второстепенных деталей, то можно записать для массы конструкции:

$$M_K = M_{OB} + M_{ПД} + M_{СБ}, \quad (21)$$

где M_K , M_{OB} , $M_{ПД}$, $M_{СБ}$ - соответственно масса конструкции, обечайки, переднего днища и соплового блока.

Поскольку масса соплового блока обычно зависит от величины суммарного импульса, то при $Z_{\Sigma} = const$ будем приближенно считать $M_{ПД} = M_{СБ}$.

Масса обечайки для камеры сгорания, выполненной в виде тонкостенной трубы с эллиптическим днищем, будет равна

$$M_{OB} = \pi D_{KC}^H \delta_{KC} l_{KC} \rho_M, \quad (22)$$

где D_{KC}^H - наружный диаметр РДТТ; δ_{KC} - толщина; l_{KC} - длина камеры; ρ_M - плотность материала.

Масса переднего днища равна

$$M_{ПД} = \frac{\pi D_{KC}^2}{4} \delta_{ПД} \rho_M, \quad (23)$$

где $\delta_{ПД} = 2\sigma_{KC}$ - толщина переднего дна.

Из условия прочности корпуса толщина стенки обечайки равна

$$\delta_{KC} = \frac{P_K D_{KC}^H}{2\sigma_6} f, \quad (24)$$

где P_K - давление в камере сгорания; $f = 1,5$ - коэффициент безопасности; σ_6 - предельно допустимое напряжение на растяжение.

С учетом (22), (23) имеем

$$M_K = \frac{P_K D_{KC}^H f \rho \pi r_M}{2\sigma_6} \left(l_{KC} + \frac{D_{KC}^H}{2} \right); \quad (25)$$

$$M_K = \frac{\pi P_K D_K^2 f \rho_M}{2\sigma_6} \left(\frac{l_3}{a} + \frac{D_{KC}^H}{2} \right), \quad (26)$$

где l_3 - длина топливного заряда; $a = 0,86 \div 0,91$ - эмпирический коэффициент.

Рис. 7 Зависимость параметров заряжания от давления в камере сгорания для зарядов двух типов

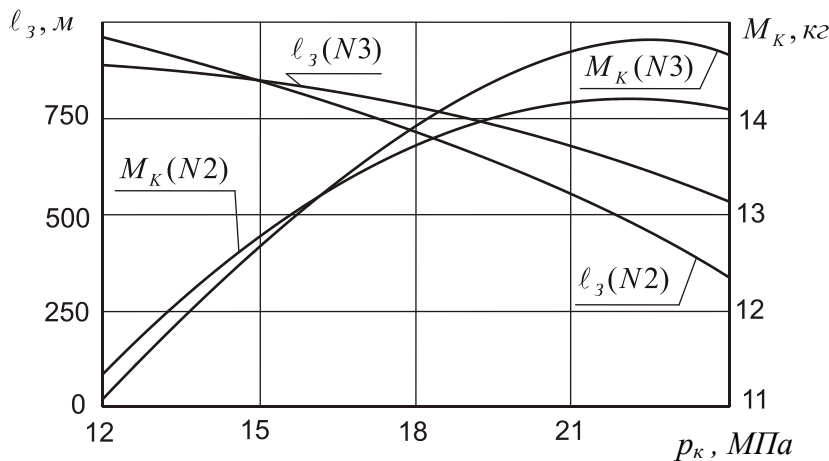
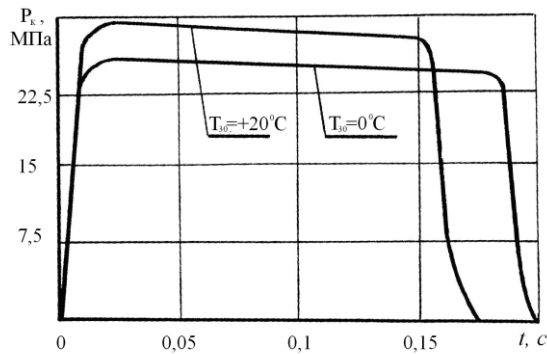


Рис. 8 Зависимость длины зарядов и массы КС от давления в КС для двух типов зарядов



На рис. 7 и 8 показаны зависимости параметра заряжения α , длины заряда и веса камеры сгорания от давления.

При выборе давления в камере сгорания следует учитывать то обстоятельство, что при уменьшении давления возрастает значение параметра α , что увеличивает возможность возникновения эрозийного горения, склонность к запиранию потока в газовом тракте, т.е. уменьшает надежность РДГТ. Кроме этого при низких давлениях увеличивается длина РДГТ. При высоких давлениях камера сгорания имеет небольшой свободный объем, что уменьшает время выхода двигателя на стационарный режим.

Исходя из указанных соображений, в иллюстрирующем примере принято рабочее давление в камере сгорания $P_K = 25 \text{ МПа}$, а длина топливного заряда при этом принимается равной $l_3 = 580 \text{ мм}$.

Целью расчета внутриваллистических параметров РДГТ является получение данных о величине установившегося давления в камере сгорания двигателя ($P_{K_{уст}}$), времени работы РДГТ (T), величине наибольшего давления в момент выхода двигателя на режим ($P_{K_{max}}$) и других величинах, необходимых для прочностных расчетов, вычисления тяги и удельного импульса.

Для окончательного суждения о приемлемой величине рабочего давления в камере РДГТ необходимо помнить, что:

1. Давление должно обеспечивать устойчивое горение топливного заряда при $T_{30} = -50^\circ\text{C}$ $\alpha_0 = \max$, т.е. $P > P_{KP}$;
2. Давление должно обеспечивать получения наибольшего значения единичного импульса I_{ED} ;
3. Величина давления должна гарантировать получение заданного значения тяги;
4. От величины давления зависит время работы двигателя.

При выборе величины давления следует иметь в виду то обстоятельство, что для всех твердых топлив существует некоторое предельное значение отношения $\left(\frac{S_\Gamma}{S_{KP}} \right)_{KP}$, при котором РДГТ теряет свойство саморегулирования, т.е. процесс горения становится нестационарным и $P_K \rightarrow \infty$.

Величина критического отношения может быть рассчитана из условия

$$\left(\frac{S_{\Gamma}}{F_{KP}}\right)_{KP} = \frac{A}{a\gamma_T f_2(t_{30})}, \quad (27)$$

где $A = \frac{\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K}{K-1}} \sqrt{\frac{2}{K+1}} g}{\sqrt{xRT_0}}$ - коэффициент истечения; S_{KP} - площадь критического

сечения сопла; a - коэффициент в линейном законе скорости горения

$$f_2(T_{30}) = \frac{B_t}{B_t - (t_3 - 20^{\circ}C)}. \quad (28)$$

Величина давления при этом найдется по формулам:

- для степенного закона скорости горения $u = u_1 P_K^{\nu}$

$$P_{MAX} = \left[\frac{u_1 \rho_T f_2(T_{30}) S_{\Gamma}}{A S_{KP}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}; \quad (29)$$

- для линейного закона скорости горения $u = a + bP_K$

$$P_{MAX} = \frac{\frac{a}{b}}{A \left(a \rho_T \frac{1}{S_{\Gamma} S_{KP} f_2(T_{30})} - 1 \right)}. \quad (30)$$

В целом более полную информацию можно получить в результате проведения расчетов для построения $P_K(T)$ и $P(\psi)$, т.е. зависимости давления в камере двигателя от времени работы РДТТ или давления в камере от относительной доли сгоревшего заряда. Расчет параметров внутренней баллистики будем проводить по общепринятой методике проектирования РДТТ при следующих заданных параметрах: заряд многослойный, число шашек n ; диаметр камеры сгорания $D_{КС}$; давление в камере сгорания P_K ; размеры заряда, а также основные данные по топливу заданы.

1. Безразмерная скорость на срезе сопла определяется из выражения

$$\lambda_{au} = \lambda_{\infty} \sqrt{1 - \left(\frac{P_a}{P_K}\right)^{\frac{K-1}{K}}}, \quad (31)$$

где $\lambda_\infty = \sqrt{\frac{K+1}{K-1}}$; P_K и P_a - давление в камере и на срезе сопла соответственно; K - показатель адиабаты.

2. Находим коэффициент реактивности сопла

$$K_a = \chi[1 - \chi_2(K_{au} - 1)], \quad (32)$$

где $K_{au} = \frac{\lambda_{au} + \lambda_{au}^{-1}}{2}$; $\chi_2 = \frac{\ln \sec^2 \theta}{\operatorname{tg}^2 \theta}$; $\chi = 0,98$; θ - угол полураствора сопла.

3. Степень расширения сопла

$$f_a = \frac{S'_a}{S_{KP}} = \frac{\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{1}{K-1}}}{\lambda_{au} \left(1 - \frac{K-1}{K+1} \lambda_{au}^2\right)}. \quad (33)$$

4. Площадь критического сечения соплового блока в первом приближении

$$S_{KP} = \frac{2400}{(1+K) \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K}{K-1}} K_a P_K - f_a P_a} \quad (34)$$

будет равна

$$S_a = f_a S'_{KP}.$$

6. Размеры соплового блока

$$d'_{KP} = \sqrt{\frac{4,5 S'_{KP}}{\pi N}}, \quad d'_a = \sqrt{f'_a d'_{KP}}, \quad (35)$$

где N - число сопел в блоке.

7. Единичный импульс РДТТ определяется по формуле

$$I_{ED} = \frac{I_1}{1 + \frac{f_a S_{KP} P_a}{R}}, \quad (36)$$

где $I_1 = \frac{K_a}{K_\infty} \sqrt{\frac{2}{g} \theta_{ж}}$; $K_\infty = \frac{K}{\sqrt{K^2 - 1}}$; $\theta_{ж}$ - калорийность топлива.

8. Требуемый расход топлива

$$M_c = \frac{R}{I_{ED}}. \quad (37)$$

9. Полный запас топлива в первом приближении

$$M_T = M_C T. \quad (38)$$

10. Скорость горения при P_K

$$u = a + bP_K. \quad (39)$$

11. Секундный расход топлива при P_K

$$M_C = \rho_T u S_T. \quad (40)$$

12. Время горения при P_K

$$T = \frac{D - d}{4uK_t}, \quad (41)$$

где K_t - коэффициент, учитывающий неравномерность скорости горения топлива по времени работы ДУ.

13. Тяга РДТТ при P_K

$$R = M_C I_{ED} + S_a (P_a - P_H), \quad (42)$$

где $P_H = 0,1 \text{ МПа}$ - давление наружной среды.

14. Плотность заряжания равна

$$\Delta = n \frac{D^2 - d^2}{D_{KC}^2} a_3 \rho_T. \quad (43)$$

где a_3 - коэффициент заполнения камеры сгорания топливом.

15. Степень прогрессивности заряда $\sigma(\psi)$

$$\beta = \frac{D - d}{2l_3}; \quad \sigma(\psi) = 1 - 2\beta\psi. \quad (44)$$

Площадь горения меняется по закону $S = S_0 \sigma(\psi)$, а площадь торца - $S_T = S_{T0} (1 - \psi)(1 + \beta\psi)$.

16. Значение критерия Победоносцева определяется по формуле

$$\varkappa = \frac{S_T - S_T}{S_{KC} - S_T}. \quad (45)$$

По определенному \varkappa находится функция $\varphi(\varkappa)$, определяющая степень влияния эрозии

$$\varphi(\varkappa) = 1 + (\varkappa - 100) \cdot 10^{-3}. \quad (46)$$

17. Коэффициент тепловых потерь определяется для случая теплоизолированной камеры сгорания с многочисленным зарядом и временем работы $T < 0,5$ с по зависимости

$$\chi(\psi) = 1 - \frac{0.16}{1 + 2\psi}. \quad (47)$$

18. Функция $B(\psi)$, показывающая степень прогрессивности давления, имеет вид

$$B(\psi) = \sigma(\psi) \varphi(\psi) \sqrt{\chi(\psi)}. \quad (48)$$

19. Давление в камере сгорания в первом приближении определяется по зависимости

$$P'_K = \frac{a}{\frac{N'_0}{B(\psi)} - b} \quad \text{или} \quad N'_0 = \frac{a + bP'_K}{P'_K} B(\psi), \quad (49)$$

где
$$N'_0 = \frac{\varphi_2 A(\kappa) S_{KP}}{S_{\Gamma} \rho_T \sqrt{RT}}; \quad A(\kappa) = \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}.$$

20. Далее определяем окончательное значение критического сечения сопла, выходного сечения и размеры соплового блока:

$$S_{KP} = S'_{KP} \frac{N'_0}{N_0}, \quad S_a = f_a S_{KP}; \quad d_{KP} = \sqrt{\frac{4S_{KP}}{\pi N}}, \quad d_a = \sqrt{f_a d_{KP}}. \quad (50)$$

21. Давление в камере сгорания определяется по зависимости (49)

$$P'_K = \frac{a}{\frac{N'_0}{B(\psi)} - b}. \quad (51)$$

22. Время выхода РДТТ на режим с достаточной точностью определяется по эмпирической зависимости (для воспламенителя типа КЗДП массой ≤ 125 г)

$$T_1 = \frac{W_{CB}}{S_{KP}} \cdot 2,5 \cdot 10^{-4} \text{ с}, \quad (52)$$

где W_{CB} - свободный объем камеры сгорания.

23. Изменение скорости горения по мере выгорания заряда определяется формулой

$$u(\psi) = \frac{P'_K(\psi)}{\sigma(\psi) \sqrt{\chi(\psi)}} N'_0. \quad (53)$$

24. Средняя скорость горения на участке от ψ_n до ψ_{n+1} будет равна

$$u_{CP_{n+1}} = \frac{u(\psi_n) + u(\psi_{n+1})}{2}. \quad (54)$$

25. Время горения Δt_{n+1} на $n+1$ участке и зависимость $t = f(\psi)$ будут определяться из выражения:

$$\Delta t_{n+1} = \frac{(D-d)(\psi_{n+1} - \psi_n)}{4u_{CP_{n+1}}}; \quad T = \sum_{i=1}^{i=n+1} \Delta t_{n+1}. \quad (55)$$

26. Истечение по окончании горения определяется по зависимости

$$Bt = \left[\left(\frac{P_K}{P_{K0}} \right)^{\frac{K-1}{2K}} - 1 \right], \quad (56)$$

где $B = \frac{\varphi AS_{KP}(K-1)\sqrt{\chi RT_0}}{2W_{КАМ}}$; χ - коэффициент потерь в конце горения; P_{K0} - давление в

камере в конце горения; W_{KC} - объем камеры. Задаваясь значениями $\frac{P_K}{P_{K0}}$, определяется

величина $B \cdot t$, а затем и время t , при котором данное отношение $\frac{P_K}{P_{K0}}$ имеет место.

27. Диаграмма давления строится в соответствии с результатами расчетов по пунктам 22 – 26. Выход на режим определяется по методу касательных с учетом времени выхода на режим. Диаграмма давления приведена на рис. 4.15.

28. Диаграмма тяги РДТТ определяется в соответствии с диаграммой давления по формуле:

$$R = P_K S_{KP} \left[K_{II} + f_a \left(\frac{P_a}{P_K} - \frac{P_H}{P_K} \right) \right], \quad (57)$$

где $K_{II} = \sqrt{K} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{2(K-1)}} \sqrt{\frac{2K}{K-1} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_K} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]}$, P_H - давление окружающей среды.

На рис. 4.16 представлена диаграмма тяги РДТТ для значений параметров $S_{KP} = 55,4$ $см^2$, $f_a = 3,84$, $P_a = 1,0$ МПа; $P_H = 0,1$ МПа.

Следует отметить, что наблюдается слабая регрессивность горения, присущая всем трубчатым зарядам.

29. Средний весовой импульс РДТТ будет равен

$$J_{M_T} = \frac{J_{\Sigma}}{M_T}, \quad (58)$$

где полный импульс $J_{M_T} = \int_0^t R(t)dt$ определяется графическим интегрированием по диаграмме тяги.

Все предыдущие расчеты РДТТ под заряд с определенными физико-химическими характеристиками были проведены с учетом того, что температура заряда равна $T_3 = 0^{\circ}C$. Если принять рабочий диапазон температур заряда $T_3 = -40^{\circ}C \dots +40^{\circ}C$, то максимальное значение давления в камере сгорания определяется по формуле[3]:

$$P_K^{+40^{\circ}} = P_K \frac{[N_0 - B(\psi_{0^{\circ}})b]B(\psi_{+40^{\circ}})}{[N_0 - B(\psi_{+40^{\circ}})]B(\psi_{0^{\circ}})}, \quad (59)$$

где $B(\psi_{+40^{\circ}}) = \frac{B_t}{B_t - 40} B(\psi_{0^{\circ}})$, B_t - температурная константа топлива.

Рис. 9. Диаграмма давления в камере сгорания с зарядом №3

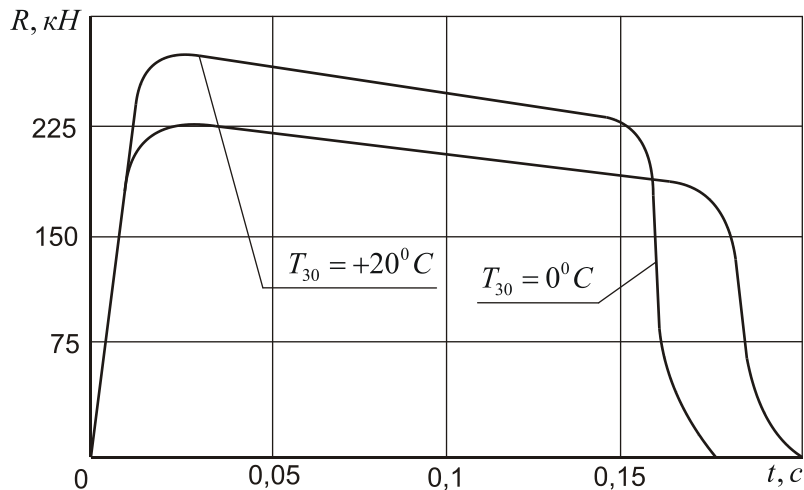


Рис. 10. Диаграмма тяги двигателя с зарядом №3

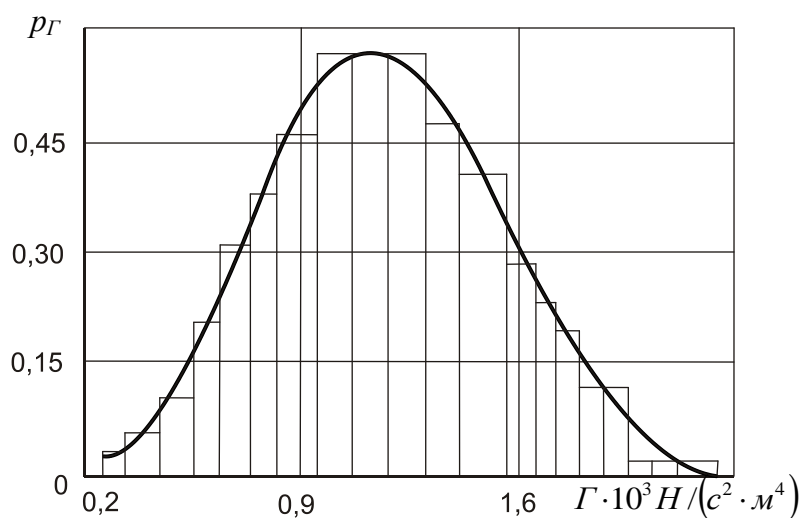


Диаграмма давления и тяги при температуре заряда $T_{30} = +20^{\circ}\text{C}$ приведены на рис. 9 и 10. Анализ диаграммы давления показывает, что повышение начальной температуры заряда может привести к давлению в камере, превышающему допустимое, т.е. необходимо осуществлять температурную компенсацию за счет изменения критического сечения сопел.

Библиографический список

1. Волков В.Т., Ягодников Д.А. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 296 с.
2. Сорокин Р.Е., Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. Наука, 1967. – 368 с.
3. Губертов А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М. и др.; Под ред. Коротеева А.С. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива М.: Машиностроение, 2004. – 512 с.

Сведения об авторах

Родченко Владимир Викторович, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., профессор.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-00-23,

e-mail: dekanat6@cosmos.com.ru

Садретдинова Эльнара Рамилевна, старший преподаватель Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-41-23;

e-mail: ppp@mai.ru

Гусев Евгений Владимирович, старший преподаватель Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 195-91-72;

e-mail: kafedra610@yandex.ru

Галеев Айвенго Гадыевич, главный научный сотрудник Федерального казенного предприятия “Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности”, д.т.н.

Россия, 141320, Московская обл., Сергиево-Посадский район, г. Пересвет, ул. Бабушкина, д.

9; тел.: (496)546-34-75, e-mail: a.galeev@nic-rkp.ru