

УДК 629.785

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716

Для цитирования: Расчёт параметров и характеристик вращающегося лунного реактивного пенетратора / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 706–716. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716.

For citation: Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V. et al. [Calculation of the parameters and characteristics of a rotating lunar jet penetrator]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 706–716. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716.

Расчёт параметров и характеристик вращающегося лунного реактивного пенетратора

Е. В. Гусев*, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко, Э. Р. Садретдинова,
Е. А. Шипневская

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4
*E-mail: ccg-gus@mail.ru

Целью работы является определение параметров внутренней баллистики реактивного двигателя твёрдого топлива, установленного на реактивном пенетраторе, входящем в грунт с высокой скоростью вращения вокруг собственной оси. Методы исследования: для определения величины давления в камере вращающегося двигателя обычно используют известные уравнения баланса прихода и расхода газа, что и в случае невращающегося реактивного двигателя твёрдого топлива. Отличие внутренней баллистики вращающегося реактивного двигателя твёрдого топлива состоит в том, что влияние вращения на рабочий процесс учитывается коэффициентом расхода газов из камеры вращающегося двигателя, изменением скорости эрозионного горения твёрдого топлива при вращении реактивного двигателя твёрдого топлива, коэффициентом тепловых потерь. Результаты: установлено, что на параметры внутренней баллистики вращающихся реактивных двигателей твёрдого топлива основное влияние оказывают коэффициент расхода газов из камеры вращающегося двигателя, эффект эрозионного горения твёрдого топлива и изменение коэффициента тепловых потерь. Приведены основные расчетные зависимости для определения давления в камере сгорания вращающегося двигателя твёрдого топлива для периодов выхода давления на стационарный режим работы двигателя, работа двигателя на стационарном режиме и в период свободного истечения газов из камеры реактивного двигателя твёрдого топлива. Представлена методика выбора линейных и угловых размеров сопла вращающегося двигателя. Приведена оценка силы тяги для одинарного сопла, вращающегося реактивного двигателя твёрдого топлива. Установлено, что величина силы тяги вращающихся двигателей (при прочих одинаковых условиях в камере сгорания) в 1,1–1,36 раза меньше, чем у невращающихся реактивных двигателей твёрдого топлива. Проведённые опыты показали уменьшение степени закрутки газового потока вращающихся двигателей твёрдого топлива при увеличении количества топливных шашек в заряде двигателя. Заключение: результаты, изложенные в статье, могут быть полезны для научных работников, аспирантов и инженеров, занятых созданием и эксплуатацией авиационной и ракетно-космической техники, а также студентов технических вузов, обучающихся по соответствующим специальностям.

Ключевые слова: пенетратор, параметры и характеристики, вращение вокруг оси.

Calculation of the parameters and characteristics of a rotating lunar jet penetrator

E. V. Gusev^{*}, V. A. Zagovorchev, V. V. Rodchenko,
E. R. Sadretdinova, E. A. Shipnevskaya

Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe highway, Moscow, 125993, Russian Federation
^{*}E-mail: ccg-gus@mail.ru

The purpose of the work is to determine the parameters of the internal ballistics of a solid fuel jet engine mounted on a jet penetrator entering the ground at a high rotation speed around its own axis. Research methods: to determine the pressure in the chamber of a rotating engine, the known equations for the balance of gas inflow and consumption are usually used, as in the case of a non-rotating solid fuel jet engine. The difference between the internal ballistics of a rotating solid fuel jet engine is that the effect of rotation on the operating process is taken into account by the coefficient of gas flow from the chamber of the rotating engine; a change in the rate of erosive combustion of solid fuel during rotation of a solid fuel jet engine; heat loss coefficient. Results: it was found that the parameters of the internal ballistics of rotating jet engines of solid fuel are mainly influenced by the coefficient of gas flow from the chamber of the rotating engine; effect of erosive combustion of solid fuel and change in heat loss coefficient. The main calculated dependencies for determining the pressure in the combustion chamber of a rotating solid fuel engine are presented for periods when the pressure reaches a stationary mode of operation of the engine, operation of the engine in a stationary mode and during the period of free flow of gases from the chamber of a solid fuel jet engine. A method for selecting the linear and angular dimensions of a rotating engine nozzle is presented. An estimate of the thrust force for a single nozzle rotating solid fuel jet engine is given. It has been established that the magnitude of the thrust force of rotating engines (under other identical conditions in the combustion chamber) is 1.1–1.36 times less than that of non-rotating solid fuel jet engines. The experiments carried out showed a decrease in the degree of swirl of the gas flow of rotating solid fuel engines with an increase in the number of fuel pellets in the engine charge. Conclusion: the results presented in the article can be useful for scientists, graduate students and engineers involved in the creation and operation of aviation and rocket and space technology, and can also be useful for students of technical universities studying in relevant specialties.

Keywords: penetrator, parameters and characteristics, rotation around an axis.

Введение

Теоретические и экспериментальные исследования по внедрению твёрдых тел в грунты за счёт кинетической энергии, накопленной на вне грунтового участка траектории, показывают, что участок движения в грунте иногда несёт явно выраженный криволинейный характер, при котором возможен значительный уход от прямолинейного движения вплоть до полного разворота проникающего тела и движения его донной частью вперёд. На характер движения существенное влияние оказывают силы, которые в свою очередь зависят как от формы тела, так и от начальных условий внедрения, определяемых наличием угла между вектором скорости и осью симметрии, а также угловыми скоростями прецессии, нутации и собственного вращения.

При внедрении в грунт реактивного пенетратора с работающим двигателем на его устойчивость, кроме указанных выше факторов, влияют и такие, как величина тяги, её эксцентриситет и возможность закрутки.

Целью настоящей работы является определение параметров внутренней баллистики реактивного двигателя твёрдого топлива (РДТТ), установленного на реактивном пенетраторе, входящем в грунт с высокой скоростью вращения вокруг собственной оси.

Для определения величины давления в камере вращающегося двигателя обычно используют известные уравнения баланса прихода и расхода газа, что и в случае невращающегося реактив-

ного двигателя твёрдого топлива. Отличие внутренней баллистики вращающегося РДТТ состоит в том, что влияние вращения на рабочий процесс учитывается [1]:

– коэффициентом расхода газов из камеры вращающегося двигателя

$$A_{rot} = A_0 \left(\frac{1}{1 + \frac{k}{k+1} \alpha_{кр}^2} \right)^{\frac{1}{1-\nu}} ; \quad (1)$$

– изменением скорости эрозионного горения твёрдого топлива при вращении РДТТ

$$\varepsilon_{rot} = 1 + Bn^{0,5}; \quad (2)$$

– коэффициентом тепловых потерь

$$\chi_{rot} = \frac{1 - 0,16 \left(1 + \tan^2 \alpha_{кр} \right)^{0,4}}{1 + 2\psi}, \quad (3)$$

где A_0 – коэффициент расхода газов с камеры сгорания невращающегося РДТТ.

Величина коэффициента расхода газов определяется по зависимости

$$A_0 = \frac{\dot{M}_0}{\dot{M}_T} \leq 1, \quad (4)$$

где \dot{M}_0 – реальный (опытный) массовый расход, учитывающий все возможные виды потерь,

уменьшающих расход газов через сопло; $\dot{M}_m = \frac{p_{кр} f_{кр}}{\sqrt{\chi R T_0}}$ – теоретический расход газов через со-

пло; $p_{кр}$ – давление торможения на входе в сопло; $f_{кр}$ – площадь критического сечения сопла;

χ – коэффициент тепловых потерь; $R T_0$ – приведённая сила твёрдого топлива; $B = 3,7 \cdot 10^{-6}$

при $n \leq 10^3 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$; k – показатель адиабаты; $\alpha_{кр}$ – угол закрутки газового потока в критическом

сечении сопла двигателя; n – количество оборотов вращающегося грунтового реактивного пенетратора; ν – показатель степени в законе скорости горения топлива; ψ – относительная доля сгоревшего заряда.

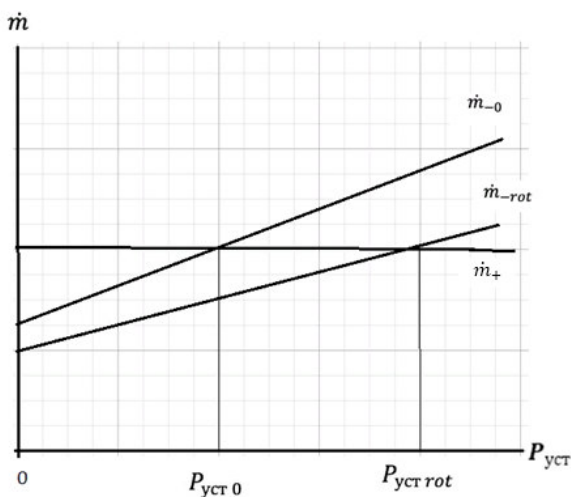


Рис. 1. График, иллюстрирующий принцип стационарности

Fig. 1. Graph illustrating the principle of stationarity

Алгоритм определения давления в камере сгорания вращающегося двигателя твёрдого топлива

1. Установившееся давление на участке стационарной работы РДТТ

На рис. 1 графически изображён принцип стационарности работы вращающегося РДТТ.

Здесь \dot{m}_+ – газоприход в камеру сгорания РДТТ; \dot{m}_0 и \dot{m}_{-rot} – газорасход невращающегося и вращающегося двигателя, соответственно.

Из графика видно, что уменьшение газорасхода у вращающегося двигателя приводит к увеличению величины установившегося давления в его камере сгорания, т. е. $P_{устrot} \geq P_0$.

При этом для расчёта $P_{устrot}$ используется уравнение

$$P_{устrot} = \left(\frac{1}{N_1} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (5)$$

где $N_1 = \frac{N}{\varepsilon}$; $\varepsilon = \frac{P}{\rho_m \chi_{rot} R T_0}$; $\chi_{rot}(\alpha)$ – из (3); $N = \frac{\Phi_2 A_{rot} P_k f_{кр}}{S_r U_m \rho_m \sqrt{\chi_{rot} R T_0}}$;

$U_m = f_1(T_3) f_2(p_k) f_3(\alpha_{кр}) f_4(\chi_0)$ – $U_m = f_1 f_2 f_3 f_4$ – скорость горения твёрдого топлива, зависящая от температуры заряда ($f(T_3)$), давление в камере сгорания $f_2(p_k)$, степень закрутки $f_3(\alpha_{кр})$ газового потока и критерий Победоносцева $f_4(\chi_0)$ [2; 3].

На рис. 2 представлена зависимость величины установившегося давления в камере вращающегося РДТТ от степени закрутки газового потока.

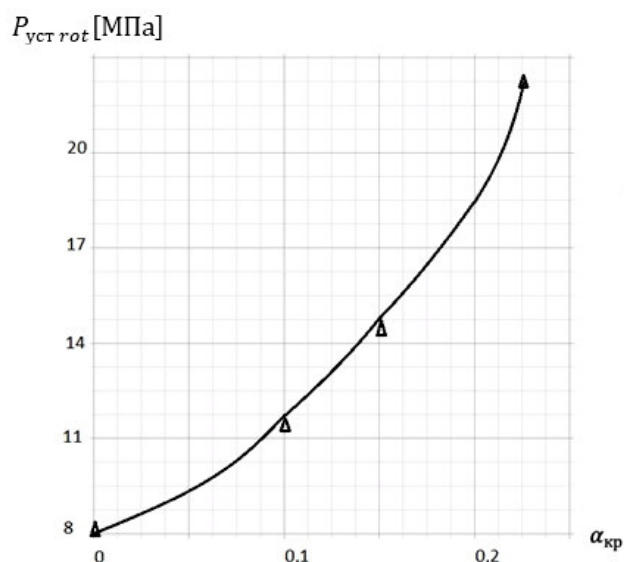


Рис. 2. Зависимость величины установившегося давления в камере сгорания от степени закрутки газового потока

Fig. 2. Dependence of the steady-state pressure in the combustion chamber on the degree of swirl of the gas flow

Расчёты $P_{устrot}$ проводились для реального двигателя модельного грунтового реактивного аппарата диаметром 40 мм. Здесь Δ – отмечены опытные значения установившегося давления. Видно хорошее согласование расчётных и опытных данных.

Таким образом, установившееся давление в камере РДТТ реактивного пенетратора изменяется в зависимости от скорости его вращения вокруг собственной оси. При этом с увеличением степени закрутки газового потока величина установившегося давления растёт, темп нарастания давления в процессе выхода двигателя на установившийся режим работы падает и при заданной массе топлива время работы двигателя уменьшается (рис. 3).

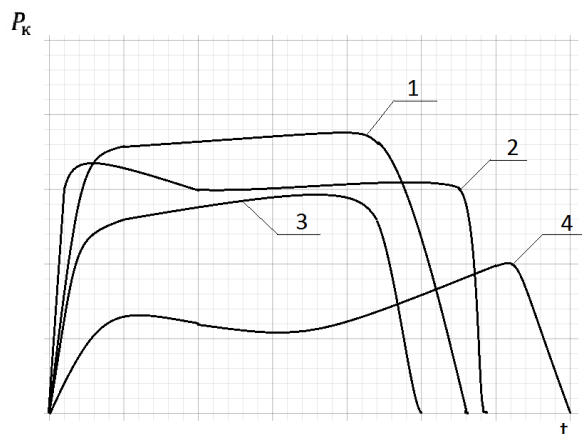


Рис. 3. Типовые зависимости давления в камере сгорания для вращающихся РДТТ: 1 – для вращающегося РДТТ; 2 – для невращающегося РДТТ; 3 – отмечается некоторое увеличение установившегося давления в камере для вращающихся двигателей при $n < 10^3 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$; 4 – показана возможность появления второго максимума, величина которого больше первого

Fig. 3. Typical pressure dependences in the combustion chamber for rotating solid propellant rocket engines: 1 – for a rotating solid propellant rocket engine; 2 – for a non-rotating solid fuel jet engine; 3 – there is a slight increase in the steady-state pressure in the chamber for rotating engines at $n < 10^3 \text{ rpm/min}$; 4 – shows the possibility of the appearance of a second maximum, the value of which is greater than the first

Следует отметить, что давление в камере сгорания вращающегося двигателя может быть скорректировано либо использованием в его конструкции объема для дожигания, что увеличивает свободный объем камеры сгорания, либо изменением коэффициентов тепловых и гидравлических потерь. Коэффициент гидравлических потерь может быть рассчитан по формуле

$$\xi = \xi_0 (1 + \text{tg} \alpha_{\text{кр}}^2)^{1,375}, \quad (6)$$

где ξ_0 – коэффициент гидравлических потерь при одномерном течении газа по трубе при $\alpha_{\text{кр}} = 0$.

Расчёты показывают, что величина $\alpha_{\text{кр}}$ по причине гидравлических потерь до значений $\alpha_{\text{кр}} \approx 0,2$ почти не изменяется, поэтому учёт её уменьшения следует проводить при $\alpha_{\text{кр}} > 0,3 - 0,4$, когда $\alpha_{\text{кр}}$ уменьшается на 13–35 %.

2. Выход вращающегося РДТТ на стационарный режим

При расчёте зависимости давления по времени выхода твердотопливного вращающегося двигателя на стационарный режим работы, как и при расходах РДТТ [3; 4], определяют параметр

$$a = \frac{\varphi_2 A_{\text{rot}} b f_{\text{кр}} \sqrt{\chi_{\text{rot}} R T_0} (1 - \nu)}{W_{\text{г}}}, \quad (7)$$

где вращение учитывается введением коэффициентов A_{rot} и χ_{rot} ; b и ν – коэффициенты в законе горения топлива; $W_{\text{г}} = \rho u S_{\text{г}}$ – газовый приход в камеру сгорания; u – скорость горения топлива; $S_{\text{г}}$ – поверхность горения топливного заряда.

После этого рассчитывается полное время выхода РДТТ на стационарный режим

$$\tau_p = \frac{1}{a} \ln \frac{1 - p_b^{1-\nu}}{1 - \bar{p}^{1-\nu}}, \quad (8)$$

где $\bar{p} = 0,99$ – предельные относительные давления в камере сгорания в процессе выхода РДТТ на установившийся режим работы; p_b – давление в камере при воспламенении заряда.

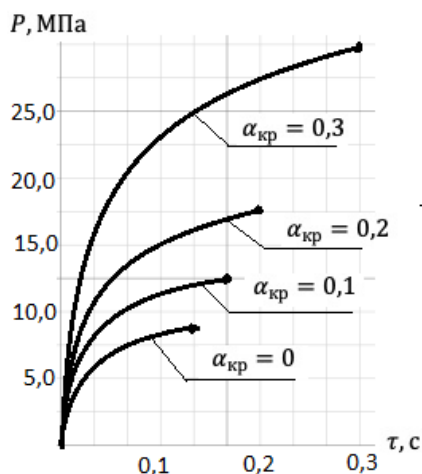


Рис. 4. Зависимость давления в камере сгорания от времени при выходе двигателя на установившийся режим

Fig. 4. Dependence of pressure in the combustion chamber on time when the engine reaches steady state

Расчёты, приводимые для вращающегося грунтового реактивного пенетратора диаметром 240 мм при углах закрутки $\alpha_{кр} = 0,1; 0,2; 0,3$ показали, что: 1) время выхода двигателя на установившийся режим работы с увеличением скорости вращения увеличивается на 23 % при $\alpha_{кр} = 0,1$, на 46 % при $\alpha_{кр} = 0,2$ и на 130 % при $\alpha_{кр} = 0,3$, т. е. от 0,13 с до 0,3 с; 2) увеличивается величина установившегося давления по сравнению с невращающимся двигателем.

Для получения зависимости (рис. 4) в начале было определено τ_p по формуле (8), а затем было выбрано три значения τ_1, τ_2, τ_3 , лежащих в интервале между τ_p и 0, и по величине этих времен определились относительные давления $\bar{p}_1, \bar{p}_2, \bar{p}_3$ по формуле

$$\bar{p}_i = \left[1 - (1 - p_b)^{1-\nu} e^{-a\tau_i} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (9)$$

Затем \bar{p}_i пересчитывались в реальные расчётные давления по зависимости:

$$\bar{p}_i = p_{устrot} \bar{p}_i, \quad (10)$$

где p_i вычисляются до $\bar{p} = 0,99$.

3. Расчет давления в период свободного истечения газов из камеры РДТТ

Как и для случая расчета периода последствия для невращающегося двигателя, определяется время конца горения заряда по формуле [3–5]

$$\tau_k = \frac{e}{u}, \quad (11)$$

где e – толщина горящего свода, для трубчатого заряда, горящего по наружной (D) и внутренней (d) поверхностям, в частности, равна

$$e = \frac{D-d}{4}. \quad (12)$$

С учетом зависимости скорости горения заряда от давления в камере сгорания, очевидно, что время конца горения для вращающегося двигателя будет меньше времени конца горения заряда невращающегося двигателя, поскольку давление на установившемся режиме работы вращающегося двигателя больше давления установившегося режима невращающегося двигателя.

Время полного истечения газов из камеры сгорания после сгорания твердого топлива вычисляется по формуле

$$\tau_{св} = \frac{1}{B} \left[\left(\frac{p_{krot}}{1,8} \right)^{0,1} - 1 \right], \quad (13)$$

где $B = \frac{K-1}{2} \frac{\varphi_2 A_{rot} f_{кр} b \sqrt{X_{rot} RT_0}}{W_{км}}$; $p_k = 1,8$ бар – давление в камере сгорания, до которого справедлива формула надкритического истечения.

Зависимость давления по времени свободного истечения газов определяется в следующей последовательности:

- 1) время $\tau_{св}$ разбивается на три интервала, где τ_1 , τ_2 и τ_3 – меньше $\tau_{св}$;
- 2) по формуле $p_i = \frac{p_{krot}}{(1 + B\tau_i)^{\frac{2k}{k-1}}}$ производится расчет p_1 , p_2 и p_3 .

Кривая, проходящая через точки расчета, описывает период свободного истечения газов из вращающегося РДТТ.

На рис. 5 показан график зависимости времени свободного истечения из камеры вращающегося двигателя от степени закрутки грунтового реактивного пенетратора диаметром 240 мм.

Было получено при $\alpha_{кр} > 0$, $\tau_{св} = 0,173$ с; при $\alpha_{кр} = 0,1$, $\alpha_{кр} = 0,2$ и $\alpha_{кр} = 0,3$, $\tau_{св1} = 0,22$ с, $\tau_{св2} = 0,32$ с и $\tau_{св3} = 0,55$ с, соответственно.

Из графика (рис. 5) видно, что с увеличением параметров закрутки, а, следовательно, и числа оборотов реактивного пенетратора, время свободного истечения газов из камеры сгорания после окончания горения топлива увеличивается.

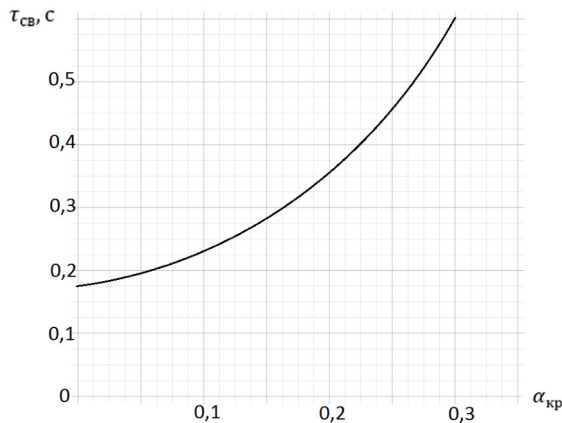


Рис. 5. Расчётная зависимость времени истечения от угла закрутки газового потока РДТТ

Fig. 5. Calculated dependence of the exhaust time on the swirl angle of the gas flow of a solid fuel jet engine

Выбор линейных и угловых размеров сопла вращающегося двигателя

Выбор размеров одинарного сопла или сопел соплового блока вращающегося РДТТ проводится по тем же зависимостям, что и для превращающегося двигателя, но с учетом установленных ранее зависимостей и коэффициентов.

Используя зависимости (5) для расчетов установившегося давления в камере вращающегося двигателя, можно найти площадь критического сечения сопла двигателя по формуле [1]

$$f_{кр} = \frac{s_r U_{\tau} \rho_{\tau} \sqrt{X_{rot} RT_0}}{\varphi_2 A_{rot} b p_{rot}^{1-\nu}}, \quad (14)$$

$$d_{кр} = \sqrt{\frac{4f_{кр}}{\pi n}}, \quad (15)$$

где n – число сопел; $A_{rot}(\alpha_{кр})$, $X_{rot}(\alpha_{кр})$ – коэффициенты; p_{rot} – проектное давление у стенки камеры двигателя.

Проведенный сравнительный анализ расчетов сверхзвуковой части сопла вращающегося и невращающегося двигателей показал, что оптимальный угол сверхзвуковой части вращающегося двигателя соответствует оптимальному углу сопла невращающегося РДТТ и равен 20° . Опытные данные, представленные в работе [1], подтверждают сделанный вывод, а также показывают, что угол входа в сопло при наличии вращения потока следует выбирать большим, чем для сопла при течении одномерного потока.

На рис. 6 приведена опытная зависимость единичного импульса $J_{ед}$ от половины угла входа в сопло α . Из графика видно, что $J_{ед}$ достигает максимума при $2\alpha = 180^\circ$, т. е. при плоской стенке соплового блока. Этот эффект объясняется тем, что плоская стенка полностью гасит осевую составляющую скорости газового потока и увеличивает ее радиальную составляющую, увеличивающую расход газа через сопло.

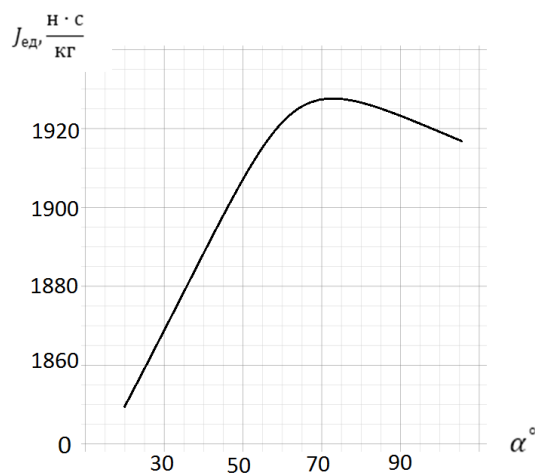


Рис. 6. Зависимость величины единичного импульса от половины угла входа в сопло двигателя

Fig. 6. Dependence of the magnitude of a single impulse on half the angle of entry into the engine nozzle

Для одинарного сопла формула силы тяги сможет быть записана следующим образом

$$P_{rot} = K_d p_{rot} f_{кр} \varphi_1 \varphi_2 A_{rot}, \quad (16)$$

где K_d – коэффициент тяги; $f_{кр}$ – площадь критического сечения сопла; $\varphi_1 = 0,95-0,98$ – коэффициент скорости; φ_2 – коэффициент расхода сопла при течении газа без закрутки; $A_{rot} = f(\alpha_{кр})$ – коэффициент расхода при вращающемся истечении газа.

Таким образом, зная законы изменения давления в камере сгорания вращающегося РДТТ и используя приведенные формулы для силы тяги, можно графически построить зависимости $P_{rot}(\tau)$ для любого типа вращающегося двигателя [6–8].

Анализ зависимостей для силы тяги вращающихся грунтовых реактивных аппаратов позволяет утверждать, что величина силы тяги у таких двигателей будет меньше, чем у невращающихся при прочих равных условиях.

Разница в силах тяги будет определяться отношением

$$\frac{A_0}{A_{rot}} = \left(\frac{P_{rotкр}}{P_{0кр}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}} = \left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2 \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (17)$$

тогда

$$\frac{P_0}{P_{rot}} \approx \left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2 \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (18)$$

Для реальных твердых топлив $\nu = 0,5-0,67$ при $\alpha_{кр} = 0,1-0,15$ значение отношений тяги приходится в пределах $\frac{P_0}{P_{rot}} = 1,1-1,36$, т. е. тяга невращающегося двигателя на 10–36 % больше, чем тяга у вращающегося двигателя [9–11].

Экспериментальные исследования вращающихся ракетных двигателей твердого топлива, снаряженных многшашечными зарядами твердого топлива, показали, что в отличие от РДТТ с одношашечным зарядом неравномерность давления в камере сгорания наблюдается только в предсопловом объеме. При этом чем больше шашек в заряде, тем меньше степень закрутки как в канале отдельной шашки, так и в предсопловом блоке в целом [12–15].

Заключение

В рамках проведенного исследования решены следующие задачи:

1. Установлено, что на параметры внутренней баллистики вращающихся РДТТ основное влияние оказывают коэффициент расхода газов из камеры вращающегося двигателя, эффект эрозийного горения твердого топлива и изменение коэффициента тепловых потерь.
2. Приведены основные расчетные зависимости для определения давления в камере сгорания вращающегося двигателя твердого топлива для периодов выхода давления на стационарный режим работы двигателя, работа двигателя на стационарном режиме и в период свободного истечения газов из камеры РДТТ.
3. Представлена методика выбора линейных и угловых размеров сопла вращающегося двигателя, позволившая провести сравнительный анализ расчетов сверхзвуковой части вращающегося и невращающегося двигателей.
4. Приведена оценка силы тяги для одинарного сопла вращающегося РДТТ. Установлено, что величина силы тяги вращающихся двигателей (при прочих одинаковых условиях в камере сгорания) в 1,1–1,36 раза меньше, чем у невращающихся РДТТ.
5. Проведенные опыты показали уменьшение степени закрутки газового потока вращающихся двигателей твердого топлива при увеличении количества топливных шашек в заряде двигателя.

Библиографические ссылки

1. Михайловский Ю. В. Основы теории реактивных двигателей. МО СССР, 1970, 198 с.
2. Гостинцев Ю. А. Расходные характеристики сопла при истечении винтового потока газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 4. С. 158–162.
3. Алемасов В. Е. Дрегалин А. Ф. Теория ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1969. 547 с.
4. Орлов Б. В. Мазинг Г. Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. М. : Оборонгиз, 1968. 536 с.
5. Куров В. А. Должанский Ю. М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. М. : Оборонгиз, 1961. 294 с.

6. Основы проектирования ракет / Г. В. Белов и др. М. : Машиностроение, 1974, 255 с.
7. Заговорчев В. А., Пронина П. Ф., Родченко В. В. Расчет основных проектных параметров и конструкция реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Известия вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 126–132.
8. Заговорчев В. А., Родченко В. В. Расчет основных проектных параметров реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Известия вузов. Авиационная техника. 2019. № 4. С. 65–72.
9. Импульс реактивной силы пороховых ракет / Я. Б. Зельдович и др. М. : Оборонизд, 1963. 190 с.
10. Родченко В. В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М. : МАИ-Принт, 2009. 359 с.
11. Сагомоян А. Я. Проникание. М. : Изд-во Московского ун-та, 2014. 298 с.
12. Применение реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте / В. В. Родченко, В. А. Заговорчев, Э. Р. Садретдинова, П. Ф. Пронина // Вестник Уфимского гос. авиац. технич. ун-та. 2019. Т. 23, № 1(83). С. 56–63.
13. Федоров С. В., Федорова Н. А. Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникания исследовательского зонда в грунт планеты // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1 (13). DOI: 10.18698/2308-60332013-1-571.
14. Возможности моделирования проникания тел в грунтовые среды / Велданов В. А., Даурских А. Ю. и др. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 9 (21). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-9-947.
15. Определение параметров проникания пенетраторов в грунтово-скальные преграды по различным эмпирическим зависимостям / С. В. Федоров, В. А. Велданов, А. В. Дюков, Т. А. Гущина // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 4(124). DOI 10.18698/2308-6033-2022-4-2167.

References

1. Mikhailovsky Yu. V. [Fundamentals of the theory of jet engines]. MO. USSR, 1970, 198 p.
2. Gostintsev Yu. A. [Flow characteristics of the nozzle during the expiration of a screw gas flow]. *Izvestiy Akademii Nauk USSR*. 1969, No. 4, P. 158–162 (In Russ.).
3. Alemasov V. E. Dregalin A. F. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 547 p.
4. Orlov B. V. Mazing G. Yu. *Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya RDTT* [Thermodynamic and ballistic principles of solid propellant rocket engine design]. Moscow, Oborongiz Publ., 1968, 536 p.
5. Kurov V. A. Dolzhansky Yu. M. *Osnovy proektirovaniya porokhovykh raketnykh snaryadov* [Fundamentals of the design of powder rocket projectiles]. Moscow, Oborongiz Publ., 1961, 294 p.
6. Belov G. V. et al. *Osnovy proektirovaniya raket* [Fundamentals of rocket design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 255 p.
7. Zagorovchev V. A., Pronina P. F., Rodchenko V. V. [Calculation of the main design parameters and design of a reactive penetrator for movement in lunar soil]. *Izvestiya vischih echebnih zavedeniy. Aviacionnay tehnika*. 2020, No. 4, P. 126–132 (In Russ.).
8. Zagorovchev V. A., Rodchenko V. V. [Calculation of the main design parameters of a reactive penetrator for movement in lunar soil]. *Izvestiya vischih echebnih zavedeniy. Aviacionnay tehnika*. 2019, No. 4, P. 65–72 (In Russ.).
9. Zeldovich Ya. B. et al. *Impul's reaktivnoy sily porokhovykh raket* [Impulse of the reactive force of powder rockets]. Moscow, Oborongiz Publ., 1963, 190 p.
10. Rodchenko V. V. *Osnovy proektirovaniya reaktivnykh apparatov dlya dvizheniya v grunte* [Fundamentals of designing jet vehicles for movement in the ground]. Moscow, MAI-Print Publ., 2009, 359 p.

11. Sagomonyan A. Ya. *Pronikanie* [Penetration]. Moscow, Moscow University Publ., 2014, 298 p.
12. Rodchenko V. V., Zagovorchev V. A., Sadretdinova E. R., Pronina P. F. [Application of jet penetrators for movement in lunar soil]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviacionnogo tekhnicheskogo universiteta*. 2019, Vol. 23, No. 1(83), P. 56–63 (In Russ.).
13. Fedorov S. V., Fedorova N. A. [The influence of the jet thrust pulse on the depth of penetration of the research probe into the planet's soil]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 1 (13). DOI: 10.18698/2308-60332013-1-571 EDN (In Russ.).
14. Veldanov V. A., Dauriskikh A. Yu. et. al. [Possibilities of modeling body penetration in soils]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 9 (21). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-9-947 (In Russ.).
15. Fedorov S. V., Veldanov V. A., Dyukov A. V., Gushchina T. A. [Determination of parameters for penetration of penetrators into soil-rock barriers according to various empirical dependencies]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*. 2022, No. 4(124), DOI 10.18698/2308-6033-2022-4-2167 (In Russ.).

© Гусев Е. В., Заговорчев В. А., Родченко В. В.,
Садретдинова Э. Р., Шипневская Е. А., 2023

Гусев Евгений Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: ccg-gus@mail.ru.

Заговорчев Владимир Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: zagovorchev@mai.ru.

Родченко Владимир Викторович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: rodchenko47@mail.ru.

Садретдинова Эльнара Рамилевна – кандидат технических наук, доцент, заместитель директора Аэрокосмического института; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: elnara-5@mail.ru.

Шипневская Елизавета Алексеевна – магистр; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: Shipnevskaya.E@gmail.com.

Gusev Evgeniy Vladimirovich – Cand. Sc., Associate Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: ccg-gus@mail.ru.

Zagovorchev Vladimir Aleksandrovich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: zagovorchev@mai.ru.

Rodchenko Vladimir Viktorovich – Dr. Sc., Professor, Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: rodchenko47@mail.ru.

Sadretdinova Elnara Ramilevna – Cand. Sc., associate professor, deputy Director of the Aerospace Institute; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: elnara-5@mail.ru.

Shipnevskaya Elizaveta Alekseevna – master, Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: Shipnevskaya.E@gmail.com.
