

УДК 629.785

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-308-317

Для цитирования: Влияние закрутки снаряда-пробойника активно-реактивного типа на глубину проникания его в грунт / Гусев Е. В., Заговорчев В. А., Родченко В. В. и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 308–317. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-308-317.

For citation: Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V., Sadretdinova E. R., Shipnevskaya E. A. [The influence of the twist of an active-reactive type penetrator on the depth of its penetration into the soil]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 308–317. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-308-317.

Влияние закрутки снаряда-пробойника активно-реактивного типа на глубину проникания его в грунт

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, Волоколамское шоссе, 4
*E-mail: ccg-gus@mail.ru

Аннотация. Целью настоящей работы является расчетно-экспериментальная оценка влияния закрутки вокруг собственной оси снаряда-пробойника активно-реактивного типа на параметры его движения и глубину проникания в грунт. Рассмотрены уравнения движения вращающегося снаряда-пробойника активно-реактивного типа (СПАРТ). Проанализированы особенности определения тяги двигателя, вращающегося СПАРТ и силы сопротивления при проникании СПАРТ в грунт с вращением. Проведен сравнительный анализ глубин проникания, вращающегося и невращающегося СПАРТ в суглинок. В результате проведенных исследований разработана математическая модель процесса внедрения снаряда-пробойника активно-реактивного типа в грунт. Показано влияние вращения СПАРТ вокруг собственной оси симметрии на рабочие характеристики двигательной установки. Проведена оценка влияния контактных сил трения между вращающимся СПАРТ и грунтом на параметры его движения и глубину проникания. Расчеты показывают, что за счет раскрутки СПАРТ вокруг собственной оси симметрии, глубина проникания вращающихся снарядов-пробойников активно-реактивного типа в грунт может быть увеличена на 8–10 %. Результаты, изложенные в статье, могут быть полезны для научных работников, аспирантов и инженеров, занятых созданием и эксплуатацией авиационной и ракетно-космической техники, а студентов технических вузов, обучающихся по соответствующим специальностям.

Ключевые слова: закрутка пенетратора, глубина проникания, снаряд пробойник активно-реактивного типа, параметры движения, тяга двигателя, сила сопротивления.

The influence of the twist of an active-reactive type penetrator on the depth of its penetration into the soil

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

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

Abstract. The objective of this work is the computational and experimental assessment of the effect of twisting an active-reactive type projectile-piercer around its own axis on the parameters of its motion and the depth of penetration into the soil. Research methods: the equations of motion of a rotating active-reactive type projectile-piercer (SPART) are considered. The features of determining the engine thrust, rotating SPART and the resistance force during penetration of SPART into the soil with rotation are analyzed. A comparative analysis of the penetration depths of rotating and non-rotating SPART into loam is carried out. As a result of the studies, a mathematical model of the process of penetration of an active-reactive type projectile-piercer into the soil is developed. The effect of SPART rotation around its own axis of symmetry on the performance of the propulsion system is shown. The effect of contact friction forces between the rotating SPART and the soil on the parameters of its motion and the depth of penetration is assessed. Calculations show that by spinning the SPART around its own axis of symmetry, the depth of penetration of rotating active-reactive type punching projectiles into the soil can be increased by 8–10 %. Conclusion: the results presented in the article can be useful for researchers, postgraduate 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 the relevant specialties.

Keywords: penetrator twist, penetration depth, active-reactive type penetrator projectile, motion parameters, engine thrust, drag force.

Введение

В ряде работ [1; 2], посвященных выбору эффективного средства доставки полезной нагрузки в заданную область грунтового полупространства (образования скважин), предлагается применять снаряд-пробойник активно-реактивного типа (СПАРТ), который устанавливается в пусковой трубе баллистической установки и с помощью метательного устройства выбрасывается из нее в нужном направлении. Движение же в грунте осуществляется как за счет кинетической энергии, накопленной при запуске СПАРТ из пускового устройства баллистической установки, так и за счет тяги ракетного двигателя, включаемого в процессе проникания снаряда-пробойника в грунт.

Независимо от схемы расположения баллистической установки относительно поверхности грунта и момента включения двигателя при прохождении СПАРТ канала пусковой трубы за счет давления пороховых газов он может либо двигаться без закрутки, либо приобретая вращение вокруг собственной оси, т. е. с закруткой.

В работах [3–5] показано, что наличие угловой скорости вращения СПАРТ вокруг собственной оси существенно повлияет на весь процесс проникания его в грунт. Так, благодаря гироскопическому моменту, увеличится устойчивость СПАРТ на всех участках его движения в грунте. Функционирование вращающегося двигателя вызовет закрутку истекающего из его сопла газового потока, которая повлияет, в конечном счете, и на тягу двигательной установки. Из-за взаимодействия вращающихся элементов конструкции (головной части) с грунтом изменится сила лобового сопротивления СПАРТ, а, следовательно, и полная глубина его проникания в грунт.

При использовании для запуска СПАРТ баллистической установки с нарезным каналом пусковой трубы, СПАРТ при входе в грунт кроме кинетической энергии поступательного движения дополнительно приобретает и крутящий момент за счет закрутки его относительно собственной оси симметрии. Угловая скорость вращения снаряда при выходе из ствола артиллерийской установки достигает максимального значения у дульного среза и составляет $\omega = 200 - 500 \text{ 1/c}$ (для пули $\omega = 3000 - 3500 \frac{1}{c}$). Это значение обеспечивает устойчивость полёта снаряда, а затем угловая скорость убывает на траектории.

При этом около 0,1–0,5 % энергии порохового заряда расходуется на придание вращательного движения в нарезных артиллерийских системах. Вращение СПАРТ вокруг собственной оси может осуществляться также за счет специальных двигателей, имеющих тангенциальную составляющую реактивной силы.

Целью настоящей работы является расчетно-экспериментальная оценка влияния закрутки вокруг собственной оси СПАРТ на параметры его движения и глубину проникания в грунт.

Уравнения движения, вращающегося СПАРТ в грунте

Проникание вращающегося вокруг собственной оси СПАРТ в грунтовом полупространстве можно представить в виде системы двух уравнений, одно из которых описывает поступательное движение центра масс, а второе – вращательное движение СПАРТ относительно оси симметрии, проходящей через его центр масс.

Поступательное движение центра масс СПАРТ при проникании его в грунт с работающим двигателем может быть представлено уравнением вида

$$MV \frac{dV}{dx} = (1 - k_{\text{вр}})R + Mg \sin \theta - F, \quad (1)$$

где M – текущее значение массы СПАРТ; R – тяга двигателя; $k_{\text{вр}} = 0,01 - 0,05$ – коэффициент, учитывающий долю уменьшения тяги, расходуемой на вращение СПАРТ; V – скорость движения СПАРТ; F – сопротивление грунта; θ – угол между продольной осью снаряда-пробойника и горизонтальной плоскостью.

Уравнение вращения снаряда-пробойника активно-реактивного типа вокруг собственной оси симметрии, проходящей через его центр масс, имеет вид

$$I \frac{d\omega}{dt} = -M_{\text{гч}}^{\text{т}} + M_{\text{ду}}^{\text{к}}, \quad (2)$$

где I, ω – соответственно, момент инерции и угловая скорость вращения СПАРТ; $M_{\text{гч}}^{\text{т}}$ – тормозящий момент от трущейся о грунт вращающейся головной части в виде конуса.

Величину тормозящего момента от трущейся о грунт вращающейся головной части (момента трения верчения) $M_{\text{гч}}^{\text{т}}$ принимают пропорционально прижимающей силе и определяют формулой

$$M_{\text{гч}}^{\text{т}} = \mu F, \quad (3)$$

где μ – коэффициент трения верчения, имеющий размерность длины и зависящий от коэффициента трения скольжения μ_0 .

Для случая трущейся о грунт вращающейся головной части в виде конуса (с половиной угла раствора головного конуса β) коэффициент трения верчения может быть определен по формуле [6]

$$\mu = \frac{\pi}{4} \mu_0 \frac{1}{\cos \beta} \frac{D_{\text{н}}}{2}.$$

При этом тормозящий момент будет равен

$$M_{\text{гч}}^{\text{т}} = 0,39 \frac{\mu_0 D_{\text{н}}}{\cos \beta} F.$$

В случае использования для закрутки вокруг собственной оси тяги двигательной установки СПАРТ, момент вращения может быть представлен произведением тангенциальной составляющей силы тяги $k_{\text{вр}} R$ и внешнего радиуса двигателя $\frac{D_{\text{н}}}{2}$, т. е.

$$M_{\text{ду}}^{\text{к}} = k_{\text{вр}} R \frac{D_{\text{н}}}{2}. \quad (4)$$

В данном исследовании тормозящий момент от вращающейся цилиндрической части конструкции СПАРТ не учитывается, поскольку (при рассматриваемых скоростях поступательного движения) с грунтом соприкасается только его коническая часть.

Связь между скоростями вращения СПАРТ вокруг собственной оси симметрии ω и проникания его в грунт V определяется на основании гипотезы Рауса о совпадении отношений касательного $I\omega$ и нормального MV импульсов вращения, а также касательной и нормальной составляющих реакций связи при сухом трении $I\omega = \mu MV$:

$$\omega = \mu \frac{M}{I} V = 0,39 \frac{\mu_0 D_H}{\cos \beta} \frac{M}{I} V, \quad (5)$$

где M и I – масса и момент инерции СПАРТ, соответственно.

Особенности определения тяги двигателя, вращающегося СПАРТ

В рамках проведенного в работах [3; 5] исследования установлено, что для одинарного сопла формула силы тяги для вращающегося двигателя может быть записана следующим образом:

$$P_{rot} = K_d p_{rot} f_{кр} \varphi_1 \varphi_2 A_{rot}, \quad (6)$$

где K_d – коэффициент тяги; p_{rot} – давление в камере вращающегося двигателя; $f_{кр}$ – площадь критического сечения сопла; $\varphi_1 = 0,95–0,98$ – коэффициент сопла; $A_{rot} = f(\alpha_{кр})$ – коэффициент

расхода при вращающемся истечении газа; $\varphi_2 = \left(\frac{M_{оп}^c}{M_{теор}^c} \right) < 1$ – коэффициент согласования

опытного секундного расхода газа через сопло $M_{оп}^c$ с его теоретическим значением $M_{теор}^c$ при течении газа без закрутки.

Для определения величины давления в камере вращающегося двигателя p_{rot} обычно используют известные уравнения баланса прихода и расхода газа, что и в случае невращающегося реактивного двигателя твёрдого топлива (РДТТ). Отличие внутренней баллистики вращающегося РДТТ состоит в том, что влияние вращения на рабочий процесс учитывается [6] коэффициентом расхода газов из камеры вращающегося двигателя, изменением скорости эрозионного горения твёрдого топлива при вращении РДТТ и коэффициентом тепловых потерь.

Анализ приведенной выше зависимости для силы тяги вращающегося двигателя позволяет утверждать, что величина силы тяги у такого двигателя будет меньше, чем у невращающегося при прочих равных условиях. Разница в силах тяги будет определяться отношением

$$\frac{P_0}{P_{rot}} \approx \left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2 \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (7)$$

Для реальных твердых топлив $\nu = 0,5–0,67$ при $\alpha_{кр} = 0,1–0,15$ значения отношений тяги проходит 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.

Экспериментальные исследования вращающихся ракетных двигателей твердого топлива, снаряженных многошашечными зарядами твердого топлива, показали, что, в отличие от РДТТ с одиночным зарядом, неравномерность давления в камере сгорания наблюдается только в объеме перед самым сопловым блоком. При этом, чем больше шашек в заряде, тем меньше степень закрутки, как в канале отдельной шашки, так и в объеме перед соплом в целом.

Особенности определения силы сопротивления при проникании СПАРТ в грунт с вращением

Результаты по прониканию в грунт вращающихся ударников с различными скоростями свидетельствуют о необходимости учета влияния: а) контактных сил трения на поверхности взаимодействия вращающегося пробойника и грунта при определении интегральных сил лобового сопротивления преграды; б) вращательного движения вокруг оси симметрии этого пробойника на параметры его движения и глубину проникания.

В частности, в [7] решена задача движения в грунте по нормали к его горизонтальной поверхности со скоростью V вращающегося с угловой скоростью ω абсолютно твердого тела в виде цилиндра с конической головной частью. Предполагалось: а) в зоне взаимодействия конуса с грунтом возникают трещины, как в продольном, так и в поперечных направлениях; б) сила сопротивления грунта зависит от обобщенной скорости $((V + a\omega))$, которая учитывает вклад каждой составляющей в образование трещин в продольном направлении. При этом коэффициент a , имеет размерность длины и определяет, какая часть от силы вращательного движения затрачивается на образование продольных трещин.

Сила лобового сопротивления при этом определяется по формуле

$$F_{V,\omega} = F_V \left(2 - e^{-\alpha x} \right) \frac{V + \Delta}{V + b(V + a\omega) + \Delta}, \quad (8)$$

где F_V – сила лобового сопротивления среды для невращающегося пробойника; $2 - e^{-\alpha x}$ – один из возможных эмпирических законов затухания потери прочности грунта при удалении от поверхности скоростного входа пробойника в грунт; x – координата погружения, которая отсчитывается от острия головной части в направлении движения СПАРТ; α – параметр, определяемый экспериментально; a, b, Δ – коэффициенты аппроксимации, определяемые экспериментально.

Опытные данные показывают [4], что вращение тела может заметно влиять на процесс погружения тела в грунт – его поступательную составляющую движения, поскольку угловая скорость ω будет уменьшать силу трения скольжения. Это приведет, в частности, к увеличению глубины предполагаемого погружения пробойников в грунт. Кроме этого, приведенная для силы сопротивления формула $F_{V,\omega}$ означает потерю прочности грунта, а, следовательно, и возможность проникания СПАРТ в грунт исключительно за счет вращательного движения вокруг собственной оси, что свидетельствует об одновременности прекращения поступательного и вращательного движений СПАРТ.

В том случае, когда используется СПАРТ с головной частью в виде усеченного конуса, поперечное сечение которого не круглое, а в форме звездочки с разным числом концов, формула силы сопротивления грунта запишется в виде

$$F_{V,\omega,\omega_1} = F_V \left(2 - e^{-\alpha x} \right) \frac{V + \Delta}{V + b_1\omega_1 + b(V + a\omega) + \Delta}. \quad (9)$$

В сравнении с формулой $F_{V,\omega}$ для гладкого конического пробойника, проникающего в грунт с вращением, в знаменателе выражения для силы лобового сопротивления звездообразного пробойника F_{V,ω,ω_1} содержится слагаемое $b_1\omega_1$, определяющее дополнительную потерю прочности грунта. Это слагаемое определяет непрерывное разрушающее действие на грунт острых лепестков звездообразного пробойника в процессе проникания в зависимости от текущей угловой скорости вращения ω_1 , где b_1 – коэффициент пропорциональности, имеющий размерность длины.

Анализ показывает, что на звездообразный пробойник действует меньшая сила лобового сопротивления и соответственно момент сопротивления верчению, чем на конический. Звездообразный пробойник, подобно шарошке буровой колонны, непрерывно разрыхляет грунт, а это приводит к снижению его прочности в близлежащих слоях контакта.

Сравнительный анализ глубин проникания, вращающегося и невращающегося СПАРТ в суглинок

В табл. 1. представлены результаты расчетов глубин проникания СПАРТ, использующих РДТТ с различной массой заряда M_T и запускаемых с одной и той же артиллерийской установки (с вращением и одинаковой навеской пороха) в суглинок естественного залегания.

Расчет возможных глубин проникания проводился для СПАРТ диаметром $D_n = 152,4$ мм, длиной $l = 4,6$ м и максимальной массой $M_0^{\text{спарт}} = 612$ кг, с углом раствора головной части $\beta = 36^\circ$. В расчетах использовалось твердое топливо с единичным импульсом $I_{\text{ед}} = 2620 \frac{\text{Нс}}{\text{кг}}$ и плотностью $\rho_m = 1600 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$. В формуле полного сопротивления суглинка движущемуся без вращения снаряду-пробойнику $F = F_0 + BV^2$; были определены коэффициенты $F_0 = 27514,68 \text{ Н}$ и $B = 11,087 \frac{\text{Нс}^2}{\text{м}^2}$.

Принято, что на раскрутку СПАРТ до угловой скорости $\omega = 350$ 1/с затрачивается 0,025 % энергии (массы) порохового заряда. При этом скорость входа СПАРТ в грунт уменьшится на 5 %. Доля уменьшения тяги, расходуемой на поддержание постоянной угловой скорости вращения СПАРТ в процессе проникания его в грунт, учитывается коэффициентом $k_{\text{вр}} = 0,03$. В формуле для определения силы лобового сопротивления (1) (СПАРТ проникает в грунт с вращением) не учитывался закон затухания потери прочности грунта при удалении от поверхности головной части, поэтому $(2 - e^{-\alpha x}) = 1$.

Коэффициент аппроксимации a , в первом приближении, определялся из выражения $I\omega = \mu MV$ и для данного случая принят равным $a = \frac{I}{\mu M} = 0,23$. Коэффициент $\Delta = 599,32$ оп-ределен расчетным путем на основании обработки экспериментальных данных. Параметр b по своей физической сущности близок к коэффициенту трения скольжения, поэтому в расчетах принято $b = \mu_0 = 0,2$.

Таблица 1

Результаты расчета глубин при проникании СПАРТ в суглинок с вращением
в зависимости от массы используемого топлива

$M_0^{\text{спарт}}$, кг	M_T , кг	$V_{\text{вх}}$, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$L_{\text{п}}^{\text{ин}}$, м	$L_{\text{ворт}}$, м	$L_{\text{ду}}$, м	$L_{V=0}$, м	$L_{\text{сум}}$, м	$T_{\text{ду}}$, с
612	0	260,3	102,4	—	—	—	102,4	0
533	18	280,2	94,8	75,8	46,5	17,6	139,9	0,94
453	36	304,2	83,3	67,9	93,9	14,3	176,1	1,89
345	61,2	340,5	6,4	56,1	158,3	9,8	224,2	3,19
178	122,4	484,5	41,14	34,9	319,3	2,4	356,6	6,38
101	42	0	0	0	108,5	4,29	112,7	2,145

В табл. 1, кроме указанных ранее масс СПАРТ и твердого топлива, используются следующие обозначения: $V_{\text{вх}}$ – скорость входа СПАРТ в грунт; $L_{\text{п}}^{\text{ин}}$ – полная глубина проникания СПАРТ при движении его в грунте только за счет приобретенной в канале пусковой установки кинетической энергии; L_{vopt} – глубина проникания СПАРТ по инерции до момента включения двигателя; $L_{\text{дв}}$ – глубина проникания СПАРТ за счет работы двигателя в оптимальном режиме; $L_{\text{v=0}}$ – глубина проникания СПАРТ по инерции после отключения двигателя; $L_{\text{сум}}$ – полная глубина проникания СПАРТ при движении его в грунте (как по инерции, так и за счет работы двигателя в оптимальном режиме); $T_{\text{дв}}$ – время работы двигателя.

На рис. 1. приведены кривые изменения скорости входа СПАРТ в грунт $V_{\text{вх}}$ и возможной глубины его проникания, если бы он двигался с вращением и только по инерции $L_{\text{п}}^{\text{ин}}$, в зависимости от массы используемого топлива $M_{\text{т}}$.

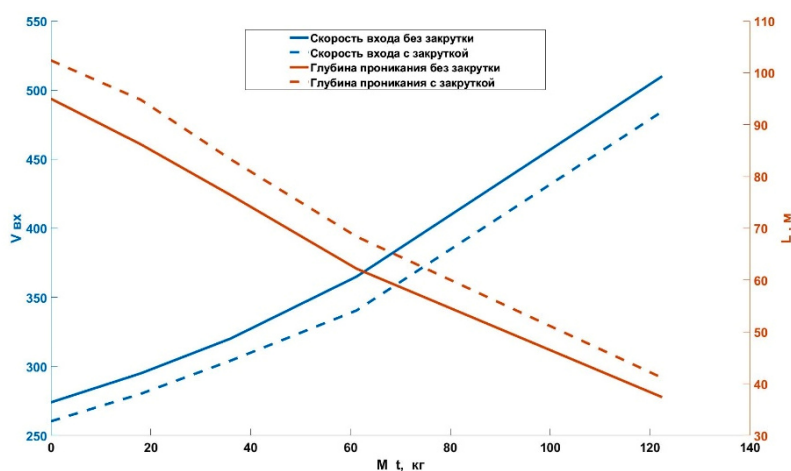


Рис. 1. Зависимости скорости входа и глубины проникания в грунт от массы используемого топлива

Fig. 1. Dependences of the entry velocity and depth of penetration into the soil on the mass of fuel used

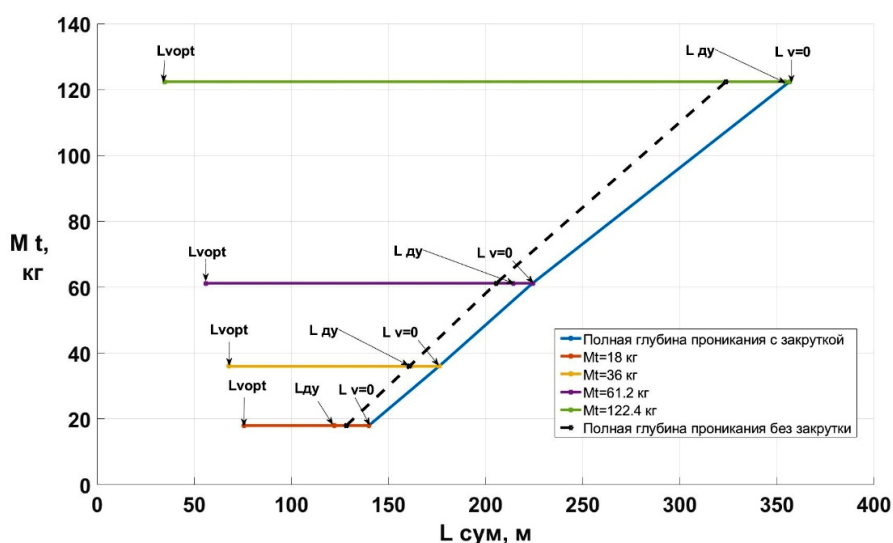


Рис. 2. Зависимость полной глубины проникания СПАРТ от массы топлива РДТТ

Fig. 2. Dependence of the total depth of penetration of the SPART on the mass of the solid propellant rocket motor fuel

На рис. 2. представлена зависимость полной глубины проникания СПАРТ в суглинок $L_{\text{сум}}$ в зависимости от массы используемого топлива M_T для случая, когда СПАРТ, выстреливаемый из артиллерийской установки, приобретает угловую скорость вращения $\omega = 350 \text{ 1/с}$ и на начальном участке за счет кинетической энергии движется в грунте по инерции до глубины $L_{V_{\text{орт}}}$, затем на оптимальной скорости проникает на определенную глубину за счет тяги двигателя $L_{\text{ДУ}}$ и после отключения РДТТ проникает еще на глубину $L_{V=0}$.

Заключение

В результате проведенных исследований:

1. Разработана математическая модель процесса внедрения СПАРТ в грунт, включающая описание как поступательного движения центра масс СПАРТ, так и уравнение его вращения вокруг собственной оси симметрии, проходящей через центр масс, при движении СПАРТ в грунте с работающим двигателем.
2. Показано влияние вращения СПАРТ вокруг собственной оси симметрии на рабочие характеристики двигательной установки и приведено соотношение, позволяющее учитывать разницу в силах тяги невращающегося и вращающегося двигателя, в частности, для реальных твердых топлив тяга невращающегося двигателя на 10–36 % больше, чем тяга у вращающегося двигателя.
3. Проведена оценка влияния контактных сил трения между вращающимся СПАРТ и грунтом на параметры его движения и глубину проникания. В формулу для определения силы сопротивления грунта СПАРТ, движущемуся поступательно, введена поправка, учитывающая уменьшения силы трения скольжения за счет его вращения вокруг собственной оси.
4. Предварительные расчеты показывают, что за счет раскрутки СПАРТ вокруг собственной оси симметрии, при прочих равных условиях, глубина проникания вращающихся СПАРТ в грунт может быть увеличена на 8–10 %.

Благодарности. Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (шифр FSFF-2025-0001).

Acknowledgments. The work was carried out within the framework of the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (code FSFF-2025-0001).

Библиографические ссылки

1. Родченко В. В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М. : МАИ-ПРИНТ, 2009. 359 с.
2. Выбор проектных параметров снарядов-пробойников активно-реактивного типа для движения в грунте / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 1. С. 72–82. DOI: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-72-82.
3. Влияние закрутки грунтового реактивного пенетратора на параметры его движения в лунном грунте / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2024. № 1/63. С. 56–62.
4. Маевский Н. В. О влиянии вращательного движения продолговатых снарядов на углубление их в твердые среды // Артиллерийский журнал. СПб., 1866. 100 с.
5. Хромов И. В. Проникание жесткого вращающегося индентора в грунт : дис. ... канд. техн. наук. Тула, 2004. 107 с.
6. Корнатов В. А. Обобщение элементарной теории проникания в грунтовые среды при однократном ударе на случай вращающегося ударника // Системы. Методы. Технология. 2022. № 1(53).С. 21–29. DOI: 10.18324/2077-5415-2022-1-21-29.
7. Баранов В. Л., Щитов В. Н., Хромов И. В. Динамика проникания жестких вращающихся инденторов в грунты. Тула : Из-во ТулГУ, 2005. Вып. 2. Ч. 2. 107 с.

8. Влияние реактивной тяги на проникание пенетраторов при изучении строения поверхностного слоя космических объектов / Н. А. Федорова, В. А. Велданов, А. Ю. Даурских, С. В. Федоров // Наука и образование. 2014. № 2. С. 189–198.
9. 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). С. 29–30.
10. Аптуков В. Н., Девяткин В. А. Численное и экспериментальное исследование проникания снаряда-пробойника в грунтовый массив // Вестник Пермского ун-та. 2012. Вып. 4 (12). С. 5–11.
11. Заговорчев В. А. Метод обоснования технических характеристик многомодульных лунных реактивных пенетраторов : дис. ... канд. техн. наук. М., 2015. 144 с.
12. Основы проектирования ракет / Г. В. Белов и др. М. : Машиностроение, 1974. 225 с.
13. Зельдович Я. Б. Импульс реактивной силы пороховых ракет. М. : Оборонгиз, 1963. 190 с.
14. Расчет параметров и характеристик вращающегося лунного реактивного пенетратора / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, Э. Р. Садретдинова, Е. А. Шипневская // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 706–716. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716.
15. Галин Л. А. Контактные задачи теории упругости. М. : Гостехиздат, 1953. 204 с.

References

1. Rodchenko V. V. [Fundamentals of Designing Jet Apparatus for Movement in the Ground]. *Osnovy proektirovaniya reaktivnykh apparatov dlya dvizheniya v grunte*. Moscow, MAI Publ., 2009, 359 p.
2. Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V. et al. [Selection of design parameters of active-reactive type penetrating projectiles for movement in the ground]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2025. Vol. 26, No. 1, P. 72–82 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-72-82.
3. Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V. et al. [The influence of the twist of a ground jet penetrator on the parameters of its movement in lunar soil]. *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*. 2024, No. 1(63), P. 56–62 (In Russ.).
4. Maevskiy N. V. [On the influence of the rotational motion of oblong projectiles on their penetration into solid media]. *Artilleriyskiy zhurnal*. 1866. 100 p. (In Russ.).
5. Khromov I. V. *Pronikanie zhestkogo vrashchayushchegosya indentora v grunt*. Kand. Diss. [Penetration of a rigid rotating indenter into soil. Cand. Diss.]. Tula, 2004. 107 p.
6. Koronotov V. A. [Generalization of the elementary theory of penetration into soil media with a single impact to the case of a rotating striker]. *Sistemy. Metody. Tekhnologiya*. 2022, No. 1(53), P. 21–29 (In Russ.). DOI: 10.18324/2077-5415-2022-1-21-29.
7. Baranov V. L., Shchitov V. N., Khromov I. V. *Dinamika pronikaniya zhestkikh vrashchayushchikhsya indentorov v grunty* [Dynamics of penetration of rigid rotating indenters into soils]. Tula, TulGU Publ., 2005, Iss. 2, Chast' 2, 107 c.
8. Fedorova N. A., Veldanov V. A., Dauriskikh A. Yu., Fedorov S. V. [The influence of jet thrust on the penetration of penetrators in the study of the structure of the surface layer of space objects]. *Nauka i obrazovanie*. 2014, No. 2, P. 189–198 (In Russ.).
9. Fedorov S. V., Fedorova N. A. [The influence of the jet thrust impulse on the depth of penetration of the research probe into the planet's soil] *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 1, P. 29–30 (In Russ.).
10. Aptukov V. N., Devyatkin V. A. [Numerical and experimental study of penetration of a projectile-piercer into a soil massif]. *Vestnik Permskogo universiteta*. 2012, Iss. 4 (12), P. 5–11 (In Russ.).
11. Zagovorchev V. A. *Metod obosnovaniya tekhnicheskikh kharakteristik mnogomodul'nykh lunnykh reaktivnykh penetratorov*. Kand. Diss. [Method of substantiation of technical characteristics of multimodular lunar jet penetrators. Cand. Diss.]. Moscow, 2014, 144 p.
12. Belov G. V. *Osnovy proektirovaniya raket* [Fundamentals of Rocket Design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 255 p.

13. Zel'dovich Ya.B. *Impul's reaktivnoy sily porokhovykh raket* [Impulse of the reactive force of powder rockets]. Moscow, Oborongiz Publ., 1963, 190 p.

14. Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Sadretdinova E. R., Shipnevskaya E. A [Calculation of parameters and characteristics of a rotating lunar jet penetrator]. *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 706–716 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716.

15. Galin L. A. *Kontaktnye zadachi teorii uprugosti* [Contact problems of elasticity theory]. Moscow, Gostekhizdat Publ., 1953, 204 p.

© Гусев Е. В., Заговорчев В. А., Родченко В. В., Садретдинова Э. Р., Шипневская Е. А., 2025

Гусев Евгений Владимирович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: ccg-gus@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1634-0352>.

Заговорчев Владимир Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем», начальник НИО-6 Аэрокосмического института; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: zagovorchev@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0003-9892-3742>.

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. <https://orcid.org/0009-0004-9105-8263>.

Садретдинова Эльнара Рамилевна – кандидат технических наук, доцент, заместитель директора Аэрокосмического института; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: elnara-5@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0006-3601-9653>.

Шипневская Елизавета Алексеевна – аспирант кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: Shipnevskaya.E@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0001-4018-4786>.

Gusev Evgeniy Vladimirovich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: ccg-gus@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1634-0352>.

Zagovorchev Vladimir Aleksandrovich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”, Head of Research Department-6 Aerospace Institute; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: zagovorchev@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0003-9892-3742>.

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. <https://orcid.org/0009-0004-9105-8263>.

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. <https://orcid.org/0009-0006-3601-9653>.

Shipnevskaya Elizaveta Alekseevna – postgraduate student of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: Shipnevskaya.E@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0001-4018-4786>.

Статья поступила в редакцию 24.06.2025; принята к публикации 07.07.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 24.06.2025; accepted for publication 07.07.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License