

УДК 629.785

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-72-82

Для цитирования: 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.

For citation: Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V., Sadretdinova E. R., Shipnevskaya E. A. [Selection of design parameters of active-reactive type penetrating projectiles for movement in the ground]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 1, P. 72–82. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-72-82.

Выбор проектных параметров снарядов-пробойников активно-реактивного типа для движения в грунте

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 работы является расчетно-экспериментальное обоснование целесообразности применения (как на Земле, так и на поверхности других планет) снарядов-пробойников активно-реактивного типа (СПАРТ) для решения целого ряда научных задач, связанных с образованием скважин в грунте и доставкой полезных грузов на некоторую глубину. Методы исследования: рассмотрены различные схемы запусков (варианты организации процесса функционирования) СПАРТ. Произведен расчет глубины проникания СПАРТ в суглинок для случая, когда СПАРТ выстреливается из баллистической установки, расположенной таким образом, что скорость выхода снаряда равна скорости его входа в грунт, а тяга двигательной установки в два раза больше статического сопротивления грунта. Из множества вариантов произведен выбор трех конструктивных схем СПАРТ в зависимости от скорости горения используемого топлива для обеспечения нормального функционирования двигателя. В результате проведенных расчетно-экспериментальных исследований по определению глубин проникания в суглинок 152,4 мм снарядов-пробойников длиной 4,6 м, запускаемых с артиллерийской установки, использующей одинаковый пороховой заряд весом 18 кг, установлено, что с момента выключения двигателя до полного останова будет $L_{\text{полн}}^{\text{dy}} = 205,48 \text{ м}$, что более чем в два раза превышает глубину проникания такого же снаряда-пробойника, если бы он двигался в грунте только по инерции. 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, снаряд пробойник активно-реактивного типа.

Selection of design parameters of active-reactive type penetrating projectiles for movement in the ground

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 aim of the work is the calculation and experimental substantiation of the expediency of using (both on Earth and on the surface of other planets) active-reactive type penetrator projectiles (SPART) for solving a number of scientific problems related to the formation of wells in the ground and the delivery of payloads to a certain depth. Research methods: various launch schemes (options for organizing the functioning process) of SPART are considered. The depth of penetration of an active-reactive type penetrator projectile into loam is calculated for the case when SPART is fired from a ballistic launcher located in such a way that the projectile exit velocity is equal to the velocity of its entry into the ground, and the thrust of the propulsion system is twice as great as the static resistance of the soil. From a variety of options, three SPART design schemes are selected depending on the combustion rate of the fuel used to ensure normal operation of the engine. As a result of the conducted calculation and experimental studies to determine the depth of penetration into loam of 152.4 mm penetrator projectiles 4.6 m long, launched from an artillery mount using the same powder charge weighing 18 kg, it was found that from the moment the engine is turned off until it comes to a complete stop, $L_{full}^{ps} = 205,48$ m, which is more than twice the penetration depth of the same penetrator projectile if it moved in the soil only by inertia. Conclusion: the results presented in the article can be useful for researchers, 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 the relevant specialties.

Keywords: penetrator, parameters and characteristics, active-reactive penetrator projectile.

Введение

В современной практике человеческой деятельности идет ежегодное увеличение объема земляных работ, связанных с регламентированным разрушением грунтовых массивов.

На Земле подобного рода работы проводятся в дорожном и капитальном строительстве, горно-добывающей промышленности и геологических изысканиях, мелиорации, строительстве и военном деле, а на других планетах Солнечной системы с целью исследования подповерхностных слоев, образования скважин и доставки грузов в определенную точку грунтового полупространства. При этом трудоемкость работ с грунтом и целый ряд специфических факторов, присущих традиционным технологическим приемам, приводит к тому, что себестоимость этих работ чрезвычайно высока и на них затрачивается существенная доля материальных и людских ресурсов.

Рассматриваемые в настоящей работе снаряды-пробойники активно-реактивного типа (СПАРТ) относятся к автономным аппаратам, способным двигаться в грунтах с высокой скоростью и образующим скважину методом уплотнения. При этом СПАРТ 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.

Схемы запуска СПАРТ в грунт

Возможны различные схемы запусков (варианты организации процесса функционирования) СПАРТ. При этом следует иметь в виду, что на всех участках движения снаряда-пробойника

кроме сил инерции и тяги двигателя на него действует дополнительно еще и сила притяжения планеты. Эта сила зависит как от ускорения свободного падения, имеющего разные значения на разных планетах, так и от угла входа снаряда-пробойника в грунт, определяемого углом между осью вращения СПАРТ и касательной к поверхности грунта (реголита). При этом максимальным значение силы тяжести будет в случае вертикального входа и движения СПАРТ в грунте, а при горизонтальном входе и движении это значение будет равным нулю.

Схема 1. Пусковая труба (ствол пускового устройства) баллистической установки может быть расположена на некотором удалении от поверхности грунта. С помощью метательного устройства СПАРТ выбрасывается из нее в нужном направлении, приобретая при этом некоторую скорость входа в грунт. Для случая запуска СПАРТ с баллистической установки, расположенной на борту спускающегося с некоторой скоростью на поверхность аппарата, необходимо учитывать действующий на этот аппарат эффект торможения за счет отдачи при выстреле снаряда-пробойника.

В свою очередь двигательная установка может включаться:

1.1. В момент срабатывания метательного устройства баллистической установки. При этом двигатель работает и на участке полета снаряда-пробойника к разделу сред и на участке движения его в грунте.

1.2. В момент входа снаряда-пробойника в грунт.

1.3. На участке движения его в грунте по инерции. Для случаев 1.2 и 1.3 движение в грунте осуществляется как за счет кинетической энергии СПАРТ, так и за счет тяги работающего двигателя.

1.4. После полного останова СПАРТ при движении его в грунте по инерции. Полная глубина проникания снаряда-пробойника складывается с участков движения его сначала по инерции, а затем за счет тяги работающего двигателя.

Схема 2. Пусковая труба может быть расположена таким образом, что головная часть снаряда-пробойника соприкасается с поверхностью грунта (импульсное вдавливание) и в процессе срабатывания метательного устройства СПАРТ начинает движение в грунте за счет давления пороховых газов.

В этом случае двигательная установка может также включаться:

2.1. Одновременно с моментом срабатывания метательного устройства. При этом движение снаряда-пробойника в грунте происходит как за счет расширения газов в канале ствола метательного устройства, так и за счет тяги работающего двигателя СПАРТ.

2.2. На участке движения снаряда-пробойника по инерции после срабатывания метательного устройства, когда давление пороховых газов в канале ствола уже равно нулю. Движение в грунте осуществляется как за счет кинетической энергии СПАРТ, так и за счет тяги работающего двигателя.

2.3. После полного останова при движении снаряда-пробойника в грунте по инерции за счет кинетической энергии, переданной ему пороховыми газами метательного устройства. Полная глубина проникания СПАРТ складывается с участков движения его сначала по инерции, а затем за счет тяги работающего двигателя.

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 [1].

Очевидно, что на глубину проникания снаряда-пробойника активно-реактивного типа будут влиять не только указанные выше варианты организации процесса его функционирования, массово-габаритные параметры и характеристики, но также и величина тяги в каждый момент времени функционирования двигателя.

В частности, если тяга двигательной установки меньше статического сопротивления реголита, то включение двигателя необходимо проводить либо в момент входа СПАРТ в грунт, либо

на участке движения его по инерции, а после останова снаряда-пробойника такое включение двигательной установки не имеет смысла.

Включение двигательной установки СПАРТ в момент срабатывания метательного устройства пусковой трубы приводит к увеличению и скорости его входа в грунт и перегрузок, действующих на конструкцию снаряда-пробойника и его полезную нагрузку.

Известно также, что для получения максимальной глубины проникания снаряда-пробойника с работающей двигательной установкой, он должен двигаться в реголите с оптимальной скоростью, которая достигается тягой двигателя, превышающей статическое сопротивление среды в два раза [2].

Ниже приведен расчет глубины проникания СПАРТ в суглинок для случая, когда СПАРТ выстреливается из баллистической установки, расположенной таким образом, что скорость выхода снаряда равна скорости его входа в грунт, а тяга двигательной установки в два раза больше статического сопротивления грунта.

Расчет глубины проникания СПАРТ в суглинок

В результате проведения лабораторных испытаний по достижению одной и той же глубины проникания при пусках из баллистической установки снарядов с разной массой установлено [3], что требуется меньшая энергия и меньший импульс при использовании более тяжелых снарядов. В частности, при запусках $D_n = 152,4$ мм снарядов из специального артиллерийского орудия в суглинок естественного залегания, снаряд массой 148 кг достиг $L = 24$ м, в то время как снаряд массой 612 кг углубился на $L = 95$ м. И в первом и во втором случаях в орудии использовался одинаковый пороховой заряд весом $\omega = 18$ кг (см. таблицу).

Экспериментальные и расчетные данные по прониканию снаряда диаметром 152,4 мм в суглинок

Mg , кг	ω , кг	β , гр	L , м	v_0^3 , м/с	v_a , м/с	k_θ
148	18	90	24	482	787	0,61
148	23,9	36	34	640	908	0,70
612	10	36	76	191	285	0,67
612	10	36	69	191	285	0,67
612	18	36	95	274	384	0,71
612	18	36	90	274	384	0,71

Проведем расчет возможной глубины проникания указанного выше $D_n = 152,4$ мм снаряда длиной $l = 4,6$ м и массой $Mg = 612$ кг, с углом раствора головной части $\beta = 36^\circ$, если бы он выстреливался из специального артиллерийского орудия в суглинок естественного залегания и дополнительно был бы снабжен ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) с массой топлива равной $M_T = 0,1 Mg$, единичным импульсом $I_{ед} = 2620 \frac{Нс}{кг}$ и плотностью $\rho_T = 1600 \frac{кг}{м^3}$.

В качестве натурального грунта принят суглинок, в который запускались с различными скоростями артиллерийские снаряды с указанными выше параметрами.

Воспользовавшись результатами имеющихся пусков этих снарядов в грунт с различными скоростями входа, представленными в табл. 1, подставим в зависимость глубины проникания по инерции

$$L = \frac{Mg_{\text{парт}}}{2B} \ln \left[\frac{F_0 + BV_{\text{вх}}^2}{F_0} \right] \quad (1)$$

по два значения $v_0^3 = V_{\text{вх}}$ и L из третьей и пятой строк, соответственно. В результате совместного решения относительно неизвестных F_0 и B системы этих двух логарифмических уравнений определяем

$$F_0 = 27514,68 \text{ Н} \text{ и } B = 11,087 \frac{\text{Нс}^2}{\text{м}^2}$$

в формуле сопротивления грунта движущемуся снаряду-пробойнику [2].

Для достижения максимальной глубины проникания в грунт за счет тяги работающего двигателя снаряд должен двигаться с оптимальной скоростью, определяемой по формуле [4]

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{F_0}{B}} \text{ и равной для рассчитанных выше величин } F_0 \text{ и } B - V_{opt} = 49,816 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

При этом тяга двигательной установки в соответствии с зависимостью $R^{opt} = 2F_0$ должна быть в два раза выше статического сопротивления грунта, т. е. $R^{opt} = 55029,36 \text{ Н}$.

При заданном суммарном импульсе твердого топлива $I_{сум} = I_{ед} M_T = 160344 \text{ Нс}$ и известной тяге R^{opt} , используя формулу [2] $T = \frac{I_{ед} M_T}{2F_0}$, определим время работы двигателя $T = 2,914 \text{ с}$.

Определим, как уменьшится масса рассматриваемого снаряда с заданными параметрами за счет замены в нем стали, из которой он сделан, на твердое топливо, плотность которого меньше стали. Объем 61,2 кг твердого топлива составляет $W_T = \frac{M_T}{\rho_T} = 0,03825 \text{ м}^3$. Примем, что свободный объем камеры сгорания РДТТ составляет $W_{св} = 0,1 W_T = 0,003825 \text{ м}^3$. Общий объем камеры сгорания равен $W_{об} = W_T + W_{св} = 0,042075 \text{ м}^3$.

Принимая плотность стали $\rho_{ст} = 7800 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, найдем на сколько уменьшилась масса корпуса снаряда:

а) за счет разности плотностей топлива и стали $\Delta Mg_1 = W_T (\rho_{ст} - \rho_T) = 237,15 \text{ кг}$;

б) за счет свободного объема камеры сгорания $\Delta Mg_2 = W_{св} \rho_{ст} = 29,835 \text{ кг}$;

в) суммарное уменьшение массы $\Delta Mg = \Delta Mg_1 + \Delta Mg_2 = 266,985 \text{ кг}$.

Масса СПАРТ будет на 267 кг меньше массы снаряда-пробойника таких же размеров, но выполненного из стали и использовавшегося в эксперименте, т. е. $Mg_{парт} = 345 \text{ кг}$.

При условии использования упомянутой выше артиллерийской системы с одинаковыми навесками $\omega = 18 \text{ кг}$ скорость входа СПАРТ массой $Mg_{парт} = 345 \text{ кг}$ будет равна $v_0 = 365 \frac{\text{м}}{\text{с}}$, в то время как для снаряда массой $Mg = 612 \text{ кг}$ она равна $v_0 = 274 \frac{\text{м}}{\text{с}}$. Глубина же проникания снаряда массой $Mg = 612 \text{ кг}$ в грунт по инерции равна $L_{полн} = 95 \text{ м}$, а массой $Mg_{парт} = 345 \text{ кг}$, если бы он двигался в грунте только по инерции, равна $L_{полн} = 62,26 \text{ м}$.

Для достижения максимального проникания в грунт за счет тяги работающего двигателя двигательная установка СПАРТ должна быть включена на глубине:

$$L_{V_{opt}} = \frac{Mg_{парт}}{2B} \ln \left[\frac{F_0 + BV_{вх}^2}{F_0 + BV_{opt}^2} \right] = 51,42 \text{ м}, \text{ когда скорость снаряда, движущегося по инерции,}$$

снизится до $V_{opt} = 49,816 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ [4].

Глубина проникания СПАРТ за счет тяги двигателя при условии, что тяга РДТТ равна $R = 2F_0 = 55029,36 \text{ Н}$ и он включается на глубине $L_{V_{opt}} = 51,42 \text{ м}$, будет определяться по формуле $L_{ду} = V_{opt} T = 145,16 \text{ м}$.

После выключения двигателя СПАРТ массой ($Mg_{\text{парт}} = 283,8 \text{ кг}$) будет продолжать движение по инерции до полного останова и пройдет путь $L_{V=0} = 8,9 \text{ м}$

Полная глубина проникания СПАРТ массой $Mg_{\text{парт}} = 345 \text{ кг}$, если бы он двигался в грунте на первом этапе с момента входа и до глубины 51,42 м по инерции; на втором этапе с включенной двигательной установкой при массе топлива 61,2 кг и оптимальной тяге; на третьем этапе с момента выключения двигателя до полного останова, будет $L_{\text{полн}}^{\text{дв}} = L_{V_{\text{opt}}} + L_{\text{дв}} + L_{V=0} = 205,48 \text{ м}$.

При проектировании двигательной установки для СПАРТ необходимо учитывать перегрузки, действующие как на его корпус, так и на топливный заряд в момент полного погружения в грунт головной части СПАРТ. В этот момент СПАРТ движется по инерции и перегрузка принимает максимальное значение:

$$n_x = -\frac{F_0 + BV_{\text{вх}}^2}{Mg_{\text{парт}}g} = -\frac{27514,68 + 11,087 \cdot 365^2}{345 \cdot 9,81} = -445,07.$$

Примем, что рабочее давление в камере сгорания равно $P_{\text{к}} = 25 \text{ МПа}$. Минимальную толщину стенки камеры сгорания в соответствии с теорией оболочек определим по формуле [5]

$$\delta_{\text{min}} = \frac{P_{\text{к}}}{2\sigma_{\text{в}}} r \varepsilon = 1,6 \text{ мм},$$

где $\sigma_{\text{в}} = 6 \cdot 10^8 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$ – предел прочности материала камеры сгорания на растяжение; $r = \frac{D_{\text{н}}}{2}$ – радиус РДТТ; $\varepsilon = 1,5$ – коэффициент безопасности.

Исходя из конструктивных и технологических соображений, выберем толщину стенки камеры сгорания $\delta = 2,2 \text{ мм}$. При этом внутренний диаметр камеры сгорания будет равен $D_{\text{кс}} = D_{\text{н}} - 2\delta = 0,148 \text{ м}$.

Для более рационального использования объема камеры сгорания целесообразно применять заливной заряд твердого топлива. В этом случае заряд определенной массы и плотности будет иметь минимальную длину. Для рассматриваемого случая, когда известен внутренний диаметр камеры сгорания, объем, масса и плотность топлива, длина топливного заряда определится по формуле $l_{\text{тз}} = \frac{4M_{\text{т}}}{\pi\rho_{\text{т}}D_{\text{кс}}^2} = 2,22 \text{ м}$.

Выбор конструктивной схемы СПАРТ

В зависимости от скорости горения используемого топлива для обеспечения нормального функционирования двигателя могут быть применены РДТТ разных конструктивных схем. Ниже на рисунке представлены три конструктивные схемы [6–7].

Схема а. Скорость горения выбранного (быстрогогорящего) топлива при заданном давлении в камере будет равна $U = 0,149P_{\text{к}}^{0,53} = 744 \text{ мм}$. Толщина прогоревшего слоя за полное время работы двигателя $\Delta = UT = 2,168 \text{ м}$.

Для обеспечения процесса движения СПАРТ в грунте за счет работающего двигателя с оптимальной скоростью можно использовать двигатель с торцевым горением заряда (сигаретное горение заряда) (см. рис. а).

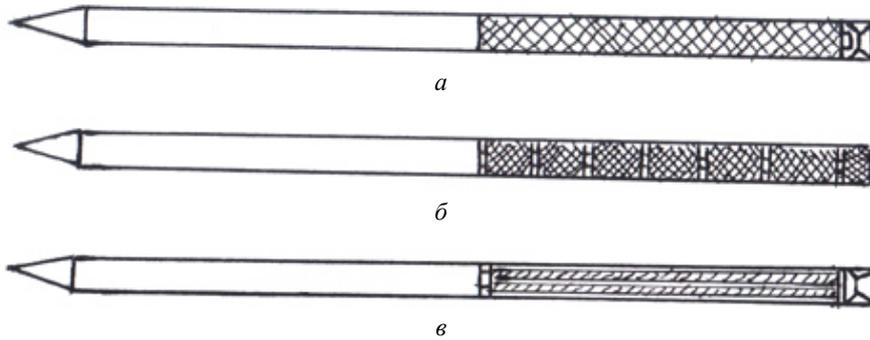
При этом поверхность горения топлива будет равна $S_{\text{полн}} = \frac{\pi D_{\text{кс}}^2}{4} = 0,0172$.

Суммарная площадь критических сечений всех сопел может быть определена на основании установившегося равновесия между приходом газов в камеру сгорания и их расходом по формуле [8–10]

$$F_{кр} = \frac{U\beta_p S_{полн} \rho_T}{P_k} = 0,001146 \text{ м}^2,$$

где $\beta_p = 1400 \frac{\text{Нс}}{\text{кг}}$ – удельный импульс давления.

При выбранной конструктивной схеме СПАРТ, использующего двигатель с торцевым горением зарядов, можно использовать либо одно сопло с диаметром критического сечения 38 мм, либо сопловой блок с суммарной площадью критических сечений 1146 мм² [11–12].



Конструктивные схемы снарядов-пробойников активно-реактивного типа:
a – с залитым твердотопливным зарядом; *б* – многомодульным двигателем;
в – вложенным трубчатым зарядом

Constructive schemes of active-reactive type projectiles:
a – with a filled solid fuel charge; *b* – with a multimodule engine; *v* – with a nested tubular charge

Схема б. Скорость горения выбранного топлива при заданном давлении в камере будет равна $U = 18 + 1,76 \cdot 10^{-6} P_k = 62 \frac{\text{мм}}{\text{с}}$. Толщина сгоревшего слоя за полное время работы двигателя $\Delta = UT = 180,668 \text{ мм}$.

Для обеспечения процесса движения СПАРТ в грунте за счет работающего двигателя с оптимальной скоростью можно использовать шестисекционный многомодульный двигатель с торцевым горением зарядов (см. рис. б). Длина каждого заряда при этом будет равна удвоенной толщине прогоревшего слоя, т. е. $l_{тз}^{1/6} = 2\Delta = 361,336 \text{ мм}$.

При этом суммарная поверхность горения топлива будет равна [13–14]

$$S_{полн} = \frac{\pi D_{кк}^2}{4} n = 0,206 \text{ м}^2,$$

где $n = 12$ – количество поверхностей горения.

Суммарная площадь критических сечений всех сопел может быть определена на основании установившегося равновесия между приходом газов в камеру сгорания и их расходом по формуле [8]

$$F_{кр} = \frac{U\beta_p S_{полн} \rho_T}{P_k} = 0,001146 \text{ м}^2.$$

При выбранной конструктивной схеме СПАРТ, использующего шестисекционный многомодульный двигатель с торцевым горением зарядов, можно использовать семь кольцевых сопел. Эти сопла целесообразно расположить в торцах каждого из шести зарядов, причем пять средних сопел должны иметь одинаковые критические сечения площадью $0,000191 \text{ м}^2$, а крайние сопла должны быть в два раза по площади меньше, т. е. $0,0000955 \text{ м}^2$.

Схема в. Скорость горения выбранного топлива при заданном давлении в камере будет равна $U = 0,001P_k^{0,53} = 5,667 \text{ мм}$. Толщина прогоревшего слоя за полное время работы двигателя $\Delta = UT = 0,015 \text{ м}$.

Для обеспечения процесса движения СПАРТ в грунте за счет работающего двигателя с оптимальной скоростью, в этом варианте можно использовать двигатель с вложенными трубчатыми зарядами (см. рис. в).

Основными недостатками конструктивной схемы СПАРТ, использующего двигатель с вложенными трубчатыми зарядами, является низкая степень заполнения объема камеры сгорания топливом и необходимость обеспечения устойчивости топливных зарядов при входе СПАРТ в грунт (см. рис. в) [15–17].

Заключение

В результате проведенных расчетно-экспериментальных исследований по определению глубин проникания в суглинки $152,4 \text{ мм}$ снарядов-пробойников длиной $4,6 \text{ м}$, запускаемых с артиллерийской установки, использующей одинаковый пороховой заряд весом 18 кг , установлено, что:

1. Максимальная полная глубина проникания СПАРТ, если бы он двигался в грунте:
 - на первом этапе с момента входа и до глубины $51,42 \text{ м}$ по инерции;
 - на втором этапе с включенной двигательной установкой при массе топлива $61,2 \text{ кг}$ и оптимальной тяге;
 - на третьем этапе с момента выключения двигателя до полного останова, будет $L_{\text{полн}}^{\text{ду}} = 205,48 \text{ м}$, более чем в два раза превышает глубину проникания такого же снаряда-пробойника, если бы он двигался в грунте только по инерции.
2. Установка РДТТ в задней части СПАРТ (за счет смещения центра масс вперед из-за разницы в плотностях пороха и стали) существенно увеличивают их статическую устойчивость, что при неуправляемом движении снарядов-пробойников в грунте позволяет добиться более прямолинейной траектории.
3. Целесообразно применять (как на Земле, так и на поверхности других планет) СПАРТ для решения целого ряда научных задач, связанных с образованием скважин в грунте и доставкой полезных грузов на некоторую глубину
4. Для практического использования формулы, определяющей силу сопротивления грунта при внедрении в него снарядов-пробойников, необходимо иметь массив экспериментальных значений удельных статических сопротивлений $F_{0\text{уд}}$ и коэффициентов сопротивления B в зависимости от формы СПАРТ и скорости движения его в грунте.

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. 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.
2. Родченко В. В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М. : МАИ-Принт, 2009. 359 с.
3. Численное и экспериментальное исследование проникания снаряда-пробойника в грунтовой массив / В. Н. Аптуков, В. А. Девяткин, А. В. Фонарев, М. Ю. Александров // Вестник Пермского ун-та. Математика. Механика. Информатика. 2012. № 4(12). С. 5–11.
4. Заговорчев В. А. Метод обоснования технических характеристик многомодульных лунных реактивных пенетраторов : дис. ... канд. техн. наук. М., 2015. 144 с.
5. Белов Г.В., Зоншайн С.И., Оскерко А.П. Основы проектирования ракет. М.: Машиностроение, 1974, 255 с.
6. Зельдович Я. Б., Ривин М. А., Франк-Каменецкий Д. А. Импульс реактивной силы пороховых ракет. М. : Оборонгиз, 1963, 190 с.
7. Заговорчев В. А., Пронина П. Ф., Родченко В. В. Расчет основных проектных параметров и конструкция реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Изв. вузов. Авиац. техн. 2020. № 4. С. 126–132.
8. Сагомоян А. Я. Проникание. М. : Изд-во Моск. ун-та, 2014. 298 с.
9. Применение реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте / В. В. Родченко, В. А. Заговорчев, Э. Р. Садретдинова, П. Ф. Пронина // Вестник Уфим. гос. авиац. техн. ун-та. 2019. Т. 23, № 1(83). С. 56–63.
10. 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.
11. Велданов В. А., Даурских А. Ю. Возможности моделирования проникания тел в грунтовые среды // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 9 (21). С. 28–29.
12. 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. С. 1–2.
13. Михайловский Ю. В. Основы теории реактивных двигателей. МО СССР, 1970, 198 с.
14. Гостинцев Ю. А. Расходные характеристики сопла при истечении винтового потока газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 4. С. 158–162.
15. Алемасов В. Е. Дрегалин А. Ф. Теория ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1969, 547 с.
16. Орлов Б. В. Мазинг Г. Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. М. : Оборонгиз, 1968. 536 с.
17. Куров В. А. Должанский Ю. М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. М. : Оборонгиз, 1961. 294 с.

References

1. 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 the lunar soil]. *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*. 2024, No. 1(63), P. 56–62 (In Russ.).
2. 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.
3. Aptukov V. N., Devyatkin V. A., Fonarev A. V., Aleksandrov M. Yu. [Numerical and Experimental Study of Penetration of a Punching Projectile into a Soil Massif]. *Vestnik Permskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Informatika*. 2012, No. 4(12), P. 5–11 (In Russ.).

4. Zagovorchev V. A. *Metod obosnovaniya tekhnicheskikh kharakteristik mnogomodul'nykh lunnykh reaktivnykh penetratorov*. Kand. Dis. [Method of substantiation of technical characteristics of multimodular lunar jet penetrators. Cand. Diss.]. Moscow, 2015, 144 p.
5. Belov G. V. et al. *Osnovy proektirovaniya raket* [Fundamentals of rocket design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 255 p.
6. Zel'dovich Ya. B. et al. *Impul's reaktivnoy sily porokhovykh raket* [Impulse of reactive force of powder rockets]. Moscow, Oborongiz Publ., 1963, 190 p.
7. Zagovorchev V. A., Pronina P. F., Rodchenko V. V. [Calculation of the main design parameters and design of a jet penetrator for movement in lunar soil]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatcionnaya tekhnika*. 2020, No. 4, P. 126–132 (In Russ.).
8. Sagomonyan A. Ya. *Pronikanie* [Penetration.]. Moscow, Izd-vo Moskovskogo un-ta Publ., 2014, 298 p.
9. Rodchenko V. V., Zagovorchev V. A., Sadretdinova E. R., Pronina P. F. [Application of Jet Penetrators for Movement in Lunar Soil]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*. 2019, Vol. 23, No. 1(83), P. 56–63 (In Russ.).
10. Fedorov S. V., Fedorova N. A. [Effect of jet thrust impulse on the penetration depth of a research probe into the planet's soil]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 1 (13), P. 29–30 (In Russ.).
11. Veldanov V. A., Dauriskikh A. Yu. [Possibilities of modeling the penetration of bodies into soil environments]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 9 (21), P. 28–29 (In Russ.).
12. Fedorov S. V., Veldanov V. A., Dyukov A. V., Gushchina T. A. [Determination of the penetration parameters of penetrators into soil-rock barriers using various empirical dependencies]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2022, No. 4, P. 1–2 (In Russ.).
13. Mikhaylovskiy Yu. V. *Osnovy teorii reaktivnykh dvigateley* [Fundamentals of the Theory of Jet Engines]. Moscow, MO SSSR Publ., 1970, 198 p.
14. Gostintsev Yu. A. [Flow Characteristics of a Nozzle during the Exhaust of a Helical Gas Flow]. *Izv. AN SSSR. MZhG*. 1969, No. 4, P. 158–162 (In Russ.).
15. Alemasov V. E., Dregalin A. F. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of Rocket Engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 547 p.
16. Orlov B. V., Mazing G. Yu. *Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya RDTT* [Thermodynamic and Ballistic Fundamentals of Designing Solid Propellant Rocket Engines]. Moscow, Oborongiz Publ., 1968, 536 p.
17. Kurov V. A., Dolzhanskiy Yu. M. *Osnovy proektirovaniya porokhovykh raketnykh snaryadov* [Dolzhansky Yu. Fundamentals of Designing Powder Rocket Projectiles]. Moscow, Oborongiz Publ., 1961, 294 p.

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

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. <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@mai.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. 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 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@mai.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 03.12.2024; принята к публикации 18.12.2024; опубликована 11.04.2025
The article was submitted 03.12.2024; accepted for publication 18.12.2024; published 11.04.2025

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