

ОЦЕНКА ОТНОСИТЕЛЬНОЙ КОНЕЧНОЙ МАССЫ НАНОСПУТНИКА, ДОСТАВЛЯЕМОЙ В ОКОЛОЗЕМНОЕ ПРОСТРАНСТВО С ПОМОЩЬЮ ИМПУЛЬСНЫХ СТАРТОВОГО И КОРРЕКТИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВ**Ю.В. Герасимов¹, Г.К. Каретников¹, А.Б. Селиванов¹, А.С. Фионов²**

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: a_selivanov@list.ru

²ФГУ “Аналитический центр при Правительстве РФ”, Москва,
Российская Федерация
e-mail: fionov@cea.gov.ru

Рассмотрено выведение наноспутника с помощью импульсного стартового устройства. Согласно принятой модели, наноспутник приобретает в импульсном ускорителе начальную стартовую скорость, затем следует пассивный участок траектории вплоть до высшей точки на высоте 100 км (за линией Кармана). В высшей точке корректирующее импульсное устройство переводит спутник на круговую орбиту. Пуск может быть произведен с поверхности Земли, с самолета или аэростата. Проведена оценка необходимого корректирующего импульса для перехода наноспутника с суборбитальной траектории на круговую орбиту на высоте 100 км. Результаты позволяют оценить рациональные параметры пуска, минимизирующие затраты на доставку наноспутников в околоземное пространство. Выявлены преимущества импульсных стартовых устройств в сравнении с традиционными средствами доставки. Наличие отмеченных “полок стабильности” позволяет использовать технологии изготовления систем разгона с широкими допусками параметров наноспутников и импульсных разгонных устройств, Данная схема является самостабилизирующейся, что позволяет существенно упростить и удешевить технологию изготовления импульсного устройства и наноспутника.

Ключевые слова: наноспутник, космические транспортные системы, импульсный старт, кластерные космические системы.

EVALUATION OF RELATIVE FINAL MASS OF A NANOSATELLITE DELIVERED TO THE NEAR-EARTH SPACE USING A PULSED LAUNCHER AND A PULSED CORRECTING THRUSTER**Yu.V. Gerasimov¹, G.K. Karetnikov¹, A.B. Selivanov¹, A.S. Fionov²**

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: a_selivanov@list.ru

²The Analytical Center under the Government of the Russian Federation, Moscow, 107078 Russian Federation
e-mail: fionov@cea.gov.ru

Propelling a nanosatellite to orbit using a pulsed launcher is considered. According to the accepted model, the nanosatellite acquires an initial liftoff speed inside the pulsed launcher; then it passively flies a trajectory up to the highest point at an altitude of 100 km (above the Karman line). At the highest point, a pulsed correcting thruster transfers the satellite to the circular orbit. The orbital injection can be implemented from the Earth's surface, from the airplane or aerostat. The correcting

impulse needed for the nanosatellite to transfer from the suborbital trajectory to the circular orbit with an altitude of 100 km is evaluated. The results enable the rational launch parameters to be estimated which minimize the costs of nanosatellite delivery to the near-Earth space. Advantages of pulsed launchers in comparison with traditional delivery aids are revealed. The availability of the marked "stability shelves" makes it possible to use technologies of manufacturing of acceleration systems with broad limits for parameters of nanosatellites and pulsed accelerators. This scheme is self-stabilizing, which permits the technology of manufacturing of both pulsed launcher and nanosatellite to be substantially simplified and cheapened.

Keywords: nanosatellite, space transportation systems, pulsed launch, cluster space systems.

Работа посвящена обоснованию принципиальной возможности формирования кластерной системы наноспутников (спутников массой 1...10 кг) в околоземном пространстве на основе импульсного старта. Целью исследования является разработка эффективной орбитальной кластерной системы наноспутников. Доставка спутников на орбиту — важнейший элемент этой системы. Система запуска, основанная на импульсном старте, привлекает экономичностью, экологичностью, снижением энергозатрат по сравнению с традиционными системами доставки. Импульсный старт не требует дорогостоящих космодромов. В случае внедрения новой технологии выведения сами характеристики и возможности космической кластерной системы станут новыми, приобретут гибкость, высокую экономическую эффективность и техническую надежность за счет возможности проведения частых недорогих запусков. Выбор рациональной архитектуры системы импульсного запуска снизит удельную стоимость транспортных операций на порядок [1] по отношению к традиционным способам доставки спутников на орбиту.

Согласно модели, рассмотренной в работе, наноспутник приобретает в импульсном ускорителе начальную стартовую скорость, затем следует пассивный участок траектории вплоть до высшей точки на высоте 100 км (за линией Кармана). В высшей точке корректирующее импульсное устройство переводит спутник на круговую орбиту. Возможный вид наноспутника с секторным поддоном для разгона в канале ствола и якорем для доразгона в электромагнитном ускорителе приведен в работе [2] (рис. 1, б). Конструкция импульсного устройства включает подлежащие утилизации артиллерийские системы в качестве первой ступени. Доразгон осуществляется с помощью электромагнитного или легкогазового ускорителя. Пуск может быть произведен с поверхности Земли, с самолета или аэростата [1–4]. Подъем пусковой площадки снижает требования к пусковому устройству в отношении стартовой скорости метаемого тела, но появляются дополнительные требования к массогабаритным характеристикам импульсной установки.

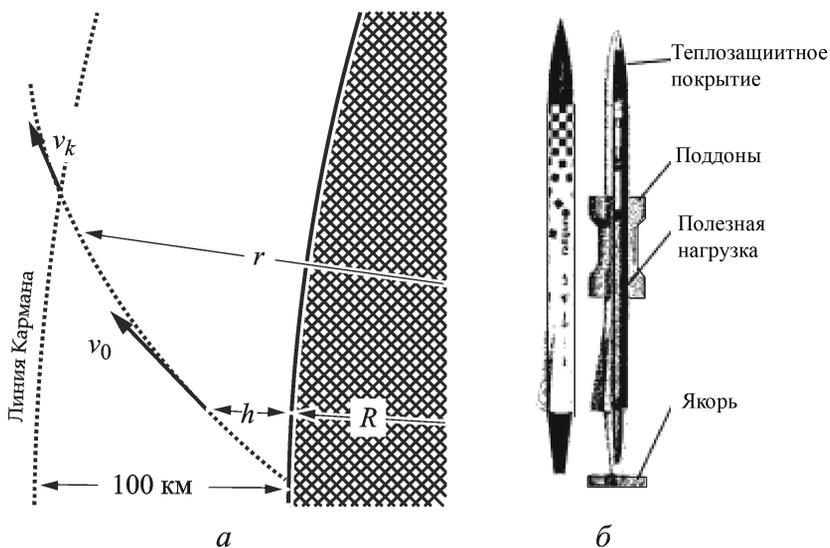


Рис. 1. Схема выведения (а) в околоземное пространство и общий вид (б) наноспутника с секторным поддоном и якорем:

v_k — скорость на высоте 100 км; v_0 — начальная скорость; h — высота стартовой площадки; R — радиус Земли

В настоящей работе оценивается относительная конечная масса наноспутника на орбите в зависимости от стартовой скорости. Начальная скорость варьируется в диапазоне от минимальной необходимой скорости для достижения линии Кармана до 15... 20 км/с. Минимальная начальная скорость старта с поверхности Земли, необходимая для достижения линии Кармана, $v_0 = 1,7$ км/с. Старт с такими параметрами вполне реализуем на основе современных артиллерийских систем. Правый предел рассматриваемого диапазона мотивирован, во-первых, тем, что рациональный выбор стратегии развития системы импульсного метания спутников требует рассмотрения всех, в том числе и гипотетически возможных, параметров пусковой установки. Во-вторых, настоятельная необходимость вполне может спровоцировать развитие техники высокоскоростного метания (данное утверждение требует проверки временем).

В настоящее время в США проводятся испытания военной электромагнитной пушки, способной запускать до 10 кг со скоростью 3 км/с. Аналогичные разработки ведутся в Исследовательском Институте Сант-Луи. В рамках заказов оборонного ведомства и Европейского космического агентства создана установка электромагнитного запуска «Пегасус», разгоняющая трехкилограммовые болванки до скорости 4 км/с. Скорости 10... 20 км/с на сегодня достижимы только для масс, на 3–5 порядков меньших. Так, согласно [5, 6], высокоскоростные метательные устройства с электромагнитным ускорением, легкогазовые и комбинированные установки способны сообщить скорость

10...11 км/с грузу массой 1 г, до 15 км/с — грузу массой 0,1 г. Представляют интерес принципиально достижимые скорости. Согласно работе [7], скорость головной части кумулятивной струи достигает 12...15 км/с. Элементы облицовки кумулятивной воронки из бериллия в экспериментах, проводимых в 1950-е гг., разогнались до скорости 90 км/с [7].

Математическая модель. Наноспутник представляет собой обтекаемое тело, стабилизированное в полете, например за счет стабилизации вращением, юбкой или другими кормовыми стабилизаторами. Угол атаки принят равным нулю. Лобовое сопротивление наноспутника в атмосфере Земли рассчитывается через коэффициент полного сопротивления по миделеву сечению C_x с необходимым запасом. Второй закон Ньютона в проекции на геоцентрический радиус-вектор и уравнение моментов в проекции на нормаль к плоскости орбиты описывают движение метаемого тела в атмосфере:

$$\ddot{r} + \frac{GM}{r^2} - \frac{L_m^2}{r^3} = -\frac{C_x S \rho}{2m} V_{rel} \dot{r}; \quad (1)$$

$$\dot{L}_m = -\frac{C_x S \rho}{2m} V_{rel} (L_m - \omega r^2), \quad (2)$$

где положение спутника в плоскости орбиты определяется геоцентрическим расстоянием r и полярным углом φ , отсчитываемым от направления из центра Земли в точку старта; в момент старта $\varphi = 0$; \dot{r} и $r\dot{\varphi}$ — радиальная и трансверсальная скорости; $L_m = r^2\dot{\varphi}$ — момент импульса наноспутника как материальной точки в геоцентрической системе координат, отнесенный к единице массы; $V_{rel} = \sqrt{\dot{r}^2 + r^2(\dot{\varphi} - \omega)^2}$ — модуль скорости наноспутника в системе отсчета, связанной с Землей; m — масса спутника; $\rho(r)$ — плотность воздуха; S — площадь миделева сечения метаемого тела; ω — угловая скорость вращения Земли; M — масса Земли; G — гравитационная постоянная.

Запуск спутника проводится с экватора в направлении на восток под углом θ к горизонту. Параметры атмосферы приняты в соответствии с таблицами стандартной атмосферы [8]. Атмосфера в модели предполагается статичной и влияние ветровой нагрузки не учитывается. Основные параметры наноспутника приняты следующими: диаметр миделева сечения $d_{мид} = 65$ мм; масса спутника $m = 10$ кг, коэффициент сопротивления $C_x = 0,15$.

При длине метаемого тела 670 мм соотношение массы и миделева сечения соответствует средней плотности 6 г/см^3 . Коэффициент сопротивления взят с запасом по отношению к оценке, приведенной в работах [1, 9, 10].

Задача решается численным методом с использованием конечно-разностной схемы. В численном эксперименте начальные скорость и

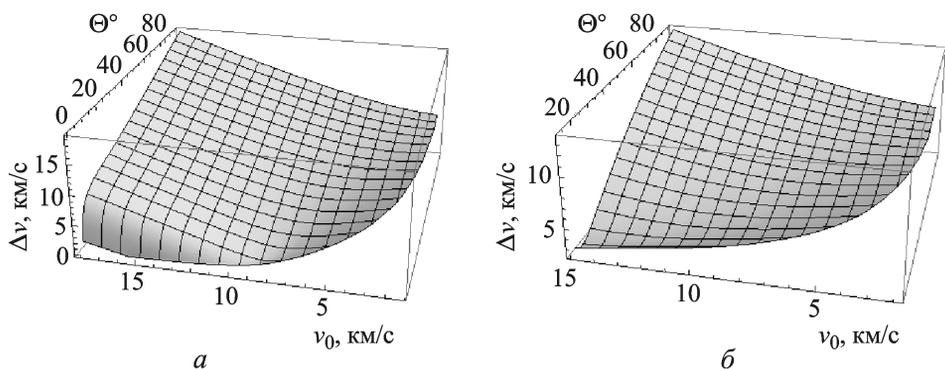


Рис. 2. Зависимость корректирующего импульса на единицу массы от начальной скорости и угла старта:

a — старт с высоты 20 км; *б* — с поверхности Земли

угол старта по отношению к горизонту задаются с некоторым шагом. Далее определяются табличные характеристики и строятся аппроксимационные зависимости основных параметров траектории при прохождении наноспутником линии Кармана.

Оценка относительной конечной массы, доставляемой в околоземное пространство. На рис. 2 приведены графики зависимости корректирующего импульса в расчете на единицу массы, необходимого для перевода спутника на круговую орбиту на высоте 100 км над поверхностью Земли, в зависимости от начальной скорости и угла старта с площадок на высоте 20 км и на поверхности Земли. В численном эксперименте угол θ старта изменялся в диапазоне $0,3 \dots 90^\circ$.

На основе рис. 2 и расчета для старта с высоты 30 км построены графики на рис. 3, *a*. При этом для каждого значения начальной скорости v_0 был выбран угол старта, соответствующий минимальному корректирующему импульсу для вывода спутника на круговую орбиту. Представляют интерес так называемые полки стабильности

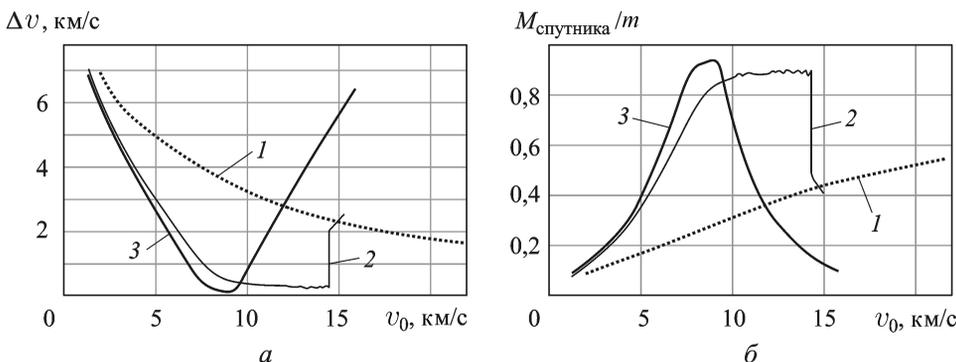


Рис. 3. Зависимости минимального корректирующего импульса в расчете на единицу массы от начальной скорости (*a*) и относительной конечной массы от начальной скорости (*б*); стартовые площадки расположены на высотах 0 (кривые 1), 20 (кривые 2) и 30 км (кривые 3)

на графиках в районе минимума корректирующего импульса. На графике $\Delta v(v_0)$, соответствующем старту с высоты 20 км, начало полки стабильности соответствует старту с начальной скоростью 9,5 км/с под углом $2,8^\circ$ к горизонту, конец — старту с начальной скоростью 14,3 км/с под углом $0,3^\circ$. Таким образом, большой разброс начальных скоростей может быть скомпенсирован изменением направления корректирующего импульса на линии Кармана или небольшой коррекцией траектории в атмосфере.

Рост $\Delta v(v_0)$ после полки стабильности соответствует слишком большой начальной скорости, при которой корректирующий импульс направлен против движения спутника.

Оценка относительной конечной массы наноспутника проведена по формуле Циолковского:

$$\frac{M_{\text{спутника}}}{m} = e^{-\Delta v/u}, \quad (3)$$

где u — относительная скорость продуктов сгорания рабочего тела.

На рис. 3, б приведены зависимости конечной массы, отнесенной к начальной массе снаряда, от начальной скорости при старте с высот 20 км, 30 км и с поверхности Земли. В качестве примера взята относительная скорость продуктов сгорания $u = 2,8$ км/с. Из графиков следует, что относительная конечная масса при импульсном старте колеблется в пределах от 0,1 до 0,9. Традиционные средства выведения спутников обеспечивают значения этого показателя только в пределах 0,02–0,03.

Заключение. В работе проанализирована принципиальная возможность создания кластерной системы наноспутников на орбите вокруг Земли на основе системы доставки с использованием импульсных стартовых устройств. Результаты позволяют оценить рациональные параметры пуска, минимизирующие затраты на доставку наноспутников в околоземное пространство. Выявлены преимущества импульсных стартовых устройств в сравнении с традиционными средствами доставки.

Отмеченные полки стабильности позволяют использовать технологии изготовления систем разгона с широкими допусками параметров наноспутников и импульсных разгонных устройств, Данная схема является самостабилизирующейся, что позволяет существенно упростить и удешевить технологию изготовления как импульсного устройства, так и наноспутника.

ЛИТЕРАТУРА

1. *McNab J.* Launch to space with an electromagnetic railgun // IEEE Transactions on Magnetic. 2003. Vol. 39, no. 1.

2. *Behrens J., Lehmann P., Longo J., Bozic O., Rapp M., Reis A.* Hypersonic and electromagnetic railgun technology as a future alternative for the launch of suborbital payloads // Proceedings of the 16th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programs and Related Research. Switzerland, 2003.
3. *McNab J.* A research program to study airborne launch to space // Proceedings of the 13th International Symposium on Electromagnetic Launch Technology. 2008.
4. *Ognjan Bozic and Peter Giese.* Aerothermodynamic aspects of railgun assisted launches of projectiles with sub- and low-Earth-orbit-payloads // Proceedings of the 13th International Symposium on Electromagnetic Launch Technology. 2008.
5. *Физика быстропротекающих процессов. Т. 2. / под ред. Н.А. Златина. М.: Мир, 1971.*
6. *Златин Н.А., Красильщиков А.П., Мишин Г.И., Попов Н.Н.* Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях. М.: Наука, 1974.
7. *Баум Ф.А., Станюкович К.П.* Физика взрыва. М.: Наука, 1975.
8. ГОСТ 4401–81 Атмосфера стандартная. Параметры. Введен с 01.07.1982 г.
9. *Оценка аэродинамического сопротивления метаемого тела при выводе за линию Кармана / Ю.В. Герасимов и др. // Необратимые процессы в природе и технике: Тез. VII Всеросс. конф. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.*
10. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика тел вращения. М.: Оборонгиз, 1958.

REFERENCES

1. *McNab J.* Launch to space with an electromagnetic railgun. *IEEE Trans. Magn.*, 2003, vol. 39, no. 1.
2. *Behrens J., Lehmann P., Longo J., Bozic O., Rapp M., Reis A.* Hypersonic and electromagnetic railgun technology as a future alternative for the launch of suborbital payloads. Proc. 16th ESA Symp. Eur. Rocket and Balloon Programs and Relat. Res. Switzerland, 2003.
3. *McNab J.* A research program to study airborne launch to space. Proc. 13th Int. Symp. Electromagn. Launch Technol., 2008.
4. *Bozic O., Giese P.* Aerothermodynamic aspects of railgun assisted launches of projectiles with sub- and LEO payloads. Proc. 13th Int. Symp. Electromagn. Launch Technol., 2008.
5. *Zlatin N.A.* Fizika bystroprotekayushchikh protsessov. Tom 2. [Physics of fast processes. Vol. 2]. Moscow, Mir Publ., 1971.
6. *Zlatin N.A., Krasil'shchikov A.P., Mishin G.I., Popov N.N.* Ballisticheskie ustanovki i ikh primenenie v eksperimental'nykh issledovaniyakh [Ballistic launchers and their use in experimental studies]. Moscow, Nauka Publ., 1974.
7. *Stanyukovich K.P.* Fizika vzryva [Physics of explosion]. Moscow, Nauka Publ., 1975.
8. *GOST 4401-81.* Atmosfera standartnaya. Parametry [State Standard 4401-81. Standard atmosphere. Characteristics]. Moscow, Standartinform Publ., 1982.
9. *Gerasimov Yu.V.* Estimation of aerodynamic drag of a body thrown beyond the Karman line. Irreversible processes in nature and technology. *Tezisy 7 Vseross. Konf.* [Summ. Rep. 7th All-Russ. Conf.]. Moscow, MGTU im. N.E. Bauman Publ., 2013 (in Russ.).
10. *Krasnov N.F.* Aerodinamika tel vrashcheniya [Aerodynamics of bodies of revolution]. Moscow, Oborongiz Publ., 1958.

Статья поступила в редакцию 20.11.2013

Юрий Викторович Герасимов — канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры “Физика” МГТУ им. Н.Э. Баумана.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Yu.V. Gerasimov — Cand. Sci. (Phys.–Math.), assoc. professor of “Physics” department of the Bauman Moscow State Technical University.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Георгий Константинович Каретников — канд. техн. наук, доцент кафедры “Физика” МГТУ им. Н.Э. Баумана.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

G.K. Karetnikov — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Physics” department of the Bauman Moscow State Technical University.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Алексей Борисович Селиванов — канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры “Физика” МГТУ им. Н.Э. Баумана.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

A.B. Selivanov — Cand. Sci. (Phys.–Math.), assoc. professor of “Physics” department of the Bauman Moscow State Technical University.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Андрей Сергеевич Фионов — сотрудник ФГУ “Аналитический центр при Правительстве РФ”.

ФГУ “Аналитический центр при Правительстве РФ”, Российская Федерация, 107078, Москва, пр-т Академика Сахарова, 12.

A.S. Fionov — worker of the Analytical Center under the Government of the Russian Federation.

The Analytical Center under the Government of the Russian Federation, Moscow, 107078 Russian Federation.