

## **Исследование влияния разнотяговости двигателей специального назначения на характеристики движения объекта управления**

© А.В. Иванов, А.Т. Киракосьянц

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

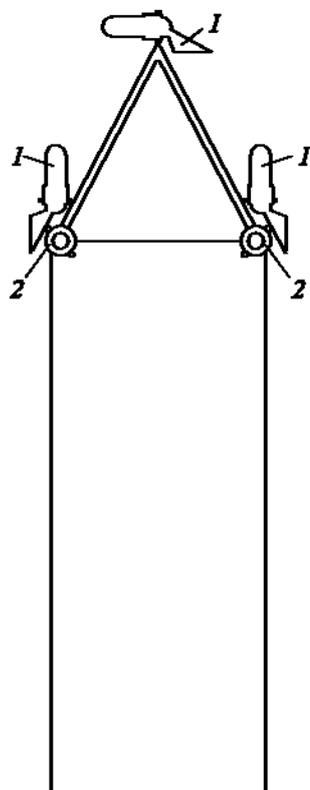
*Обоснована необходимость обеспечения однотяговости двигателей специального назначения в составе космической ракеты, а именно двигателей закрутки головной части и двигателей увода головного обтекателя ракеты. Даны описания условий, при которых работают эти двигатели. Рассмотрены различные возможные случаи движения головной части при воздействии на нее внешних сил с применением современного пакета систем автоматизированного проектирования SolidWorks, что позволило подтвердить возможность использования этого пакета для моделирования и прогнозирования поведения объекта управления с учетом разнотяговости двигателей специального назначения. На основании проведенных исследований были даны рекомендации по проектированию двигателей специального назначения, а также по компоновке этих двигателей в составе космического летательного аппарата для успешного выполнения им поставленных полетных задач.*

**Ключевые слова:** ракетный двигатель на твердом топливе, двигатель закрутки, двигатель отделения и увода, двигатели специального назначения

**Введение.** Развитие и совершенствование ракетно-космической промышленности привело к появлению широкого класса двигателей, работающих на твердом топливе, как наиболее простых, надежных и удобных в эксплуатации. Кроме маршевых двигателей ступеней и стартовых двигателей, ракетные твердотопливные двигатели (РДТТ) всех видов, применяемые в составе ракетно-космических комплексов для обеспечения нормальной работы систем и агрегатов, объединяются в класс двигателей специального назначения (ДСН) с характеристиками, отличными от характеристик остальных двигателей [1].

Помимо стандартных требований по обеспечению надежности срабатывания, безопасности обращения и эксплуатации, минимизации массы и габаритов к ДСН предъявляется требование по высокой степени воспроизводимости характеристик, под которым понимается минимизация разбросов величин тяги, суммарного импульса тяги, времени работы и других параметров, варьируемых в зависимости от типа двигателя [2]. Выполнение данного требования является приоритетной задачей, поскольку разброс характеристик ДСН напрямую влияет на возможность выполнения летательным аппаратом (ЛА) полета по заданной траектории.

Обеспечение воспроизводимости характеристик двигателя в ходе его разработки приводит к увеличению объема экспериментальной



**Рис. 1.** Схема модельного двигателя:

1 — двигатели отделения и увода; 2 — двигатели закрутки

головной части (ДЗ), обеспечивающие увод обтекателя с траектории полета аппарата и стабилизацию его головной части при ее автономном движении.

В ходе исследования были выполнены следующие задачи:

- 1) определение потребных значений тяги двигателя аналитическими методами;
- 2) моделирование движения головного обтекателя под действием внешних сил;
- 3) моделирование закрутки головной части ЛА;
- 4) определение предельных отклонений тяги двигателя;
- 5) моделирование движения головной части под действием внешних сил с учетом их предельных отклонений.

Для того чтобы обеспечить отделение и увод головного обтекателя, используются три двигателя. Двигатель отделения и увода представляет собой РДТТ с кососрезным сопловым раструбом и вкладным баллистическим зарядом внутри [6–8]; два запускаются сразу для

отработки и, как следствие, повышению стоимости комплекса в целом [3, 4]. Снижение экономической составляющей при разработке ДСН возможно за счет замены части экспериментальных исследований расчетными работами, а именно моделированием тех или иных процессов в современных пакетах систем автоматизированного проектирования (САПР) [5].

Цель исследования — изучение влияния разнотяговости двигателей специального назначения на характеристики движения объекта управления с помощью современных программных комплексов, а также моделированием работы двигателей увода головного обтекателя и закрутки головной части ракеты, что позволит ускорить расчеты, связанные с проектированием двигателей.

**Основная часть.** В представленной работе в качестве объекта исследования рассматривался модельный ЛА, включающий в себя разгонную ступень и головную часть с головным обтекателем (рис. 1).

Для обеспечения потребного функционирования ЛА на его борту установлены двигатели отделения и увода головного обтекателя (ДОУ) и двигатели закрутки головной части (ДЗ), обеспечивающие увод обтекателя с траектории полета аппарата и стабилизацию его головной части при ее автономном движении.

отделения обтекателя и один, с задержкой срабатывания, — для увода обтекателя.

После отделения и увода головного обтекателя и последующего отделения разгонной ступени необходимо стабилизировать головную часть. С этой целью используют твердотопливные ракетные двигатели закрутки, основная задача которых — стабилизация положения объектов в пространстве путем придания им вращения [9]. Это моментные двигатели, предназначенные для создания момента вращения относительно определенной оси. Они имеют толстостенный цилиндрический металлический корпус, способный выдерживать высокое давление в течение короткого промежутка времени работы. Их оснащают вкладным баллистическим зарядом — одной или несколькими шашками.

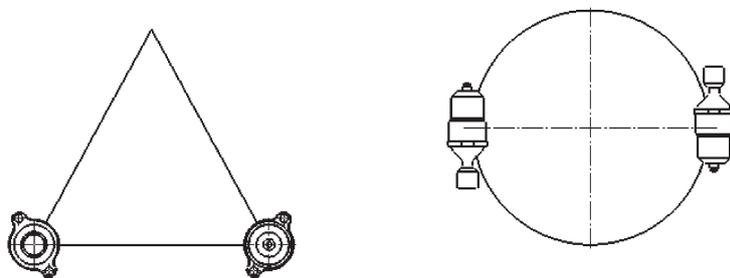
Для каждого из рассматриваемых двигателей аналитическими методами были рассчитаны потребные величины тяги в соответствии с заданными характеристиками обтекателя и головной части:

*для обтекателя* потребные высота заброса — 5 м, скорость перемещения — 10 м/с;

*для головной части* угловое перемещение — 0, потребная угловая скорость — 286,5 град/с.

Проверка возможности использования современных программных пакетов для проведения расчетных исследований движения объектов ранее не встречалась при аналогичных исследованиях [10, 11]. В качестве такого пакета программ был взят SolidWorksMotion — интерфейс на базе временной шкалы, который применяется для моделирования и анализа эффектов движения объектов, деталей и сборочных единиц. Результаты расчета представлены эпюрами параметров, отражающих основные кинематические и динамические параметры движения рассматриваемого объекта.

Были построены расчетные модели (рис. 2 и 3), характеристики которых соответствуют геометрическим и инерционным параметрам объектов управления, определены точки приложения сил от действия двигателей и проведено моделирование движения объектов при заданных условиях.



**Рис. 2.** Схема расположения (приложения силы) двигателей закрутки

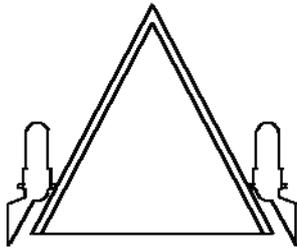


Рис. 3. Схема расположения (приложения силы) двигателей увода

В соответствии с задачами исследования следующим шагом работы стало определение предельных отклонений тяговых характеристик двигателей. Для того чтобы более приблизиться к реальным условиям работы и сформулировать рекомендации по производству, в процессе исследования были учтены предельные минимальные и максимальные отклонения тяги двигателя. Для этого были рассчитаны отклонения по скорости горения и по величине давления в камере сгорания (КС), в результате чего получены численные значения максимальной и минимальной тяги двигателей по формуле

$$P_{\max, \min} = (k + 1) \left( \frac{2}{k + 1} \right)^{\frac{k}{k-1}} K_{\text{в}} p_{\max, \min} F_{\text{кр}}, \quad (1)$$

где  $k$  — показатель адиабаты продуктов сгорания на срезе сопла;  $K_{\text{в}}$  — коэффициент реактивности;  $p$  — давление в камере сгорания двигателя;  $F_{\text{кр}}$  — площадь критического сечения.

В результате расчета получены значения максимальной и минимальной тяги для каждого из двигателей, Н:

Двигатель отделения и увода:

$P_{\max}$  ..... 8057

$P_{\min}$  ..... 6867

Двигатель закрутки:

$P_{\max}$  ..... 831,4

$P_{\min}$  ..... 419,2

Далее для определения влияния разнотяговости двигателей на характеристики движения объектов управления — головного обтекателя и головной части — были рассмотрены два расчетных случая:

- 1) оба двигателя работают на одинаковой тяге;
- 2) один двигатель работает на максимальной тяге, второй — на минимальной.

Для каждого из расчетных случаев было проведено моделирование движения объекта управления и получены эпюры распределения параметров по времени.

**Моделирование движения объекта.** Работа двигателей увода без учета разбросов тяги показана на эпюрах линейной скорости и линейного перемещения объекта (рис. 4).

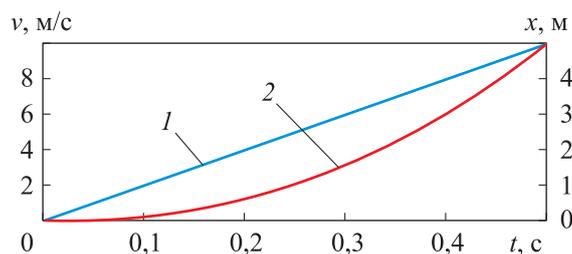


Рис. 4. Эпюра линейной скорости (1) и линейного перемещения (2) исследуемого объекта

Анализируя графики скорости и перемещения объекта, а также изменения его положения, можно сделать вывод, что обеспечиваются безопасный увод и заброс обтекателя с траектории полета ракеты.

Работа одного двигателя на минимальной, а другого — на максимальной тяге отражена на эпюрах линейной скорости и линейного перемещения объекта (рис. 5).

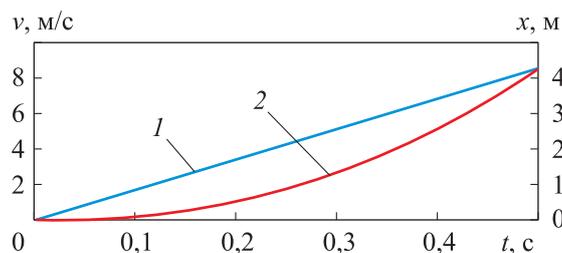


Рис. 5. Эпюра линейной скорости (1) и линейного перемещения (2) исследуемого объекта при работе одного из двигателей на минимальной, а другого — на максимальной тяге

Анализируя показанные на рис. 4 и 5 графики скорости и перемещения объекта, а также изменения его положения, можно прийти к выводу, что не обеспечивается безопасный увод обтекателя с траектории полета ракеты — ступень может догнать обтекатель или обтекатель начнет разворачиваться из-за разнотяговости двигателей.

Работа двигателей закрутки без учета разбросов тяги, продемонстрированная на рис. 6 эпюрами угловой скорости и углового перемещения объекта исследования, а также изменения его положения, свидетельствуют о том, что при одинаковой тяге двигателей не происходит сноса головной части ракеты с траектории.

Эпюры угловой скорости объекта и его углового перемещения при работе одного двигателя на минимальной, а другого — на максимальной тяге приведены на рис. 7. Анализ эпюры угловой скорости, углового и линейного перемещений объекта исследования,

а также изменения его положения показал, что при разнотяговости двигателей происходит смена траектории полета головной части ракеты, а это неприемлемо.

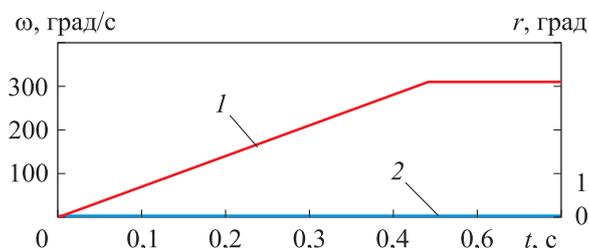


Рис. 6. Эпюры угловой скорости (1) и углового перемещения (2) исследуемого объекта при одинаковой тяге двигателей

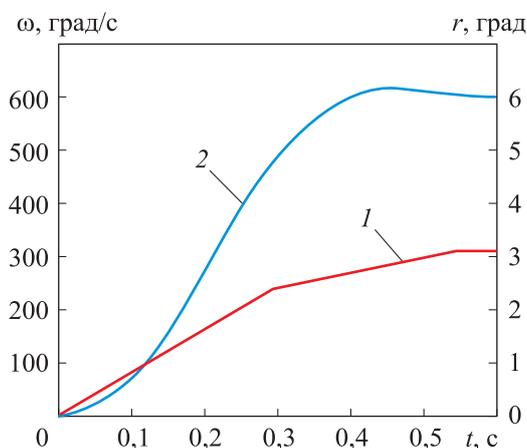


Рис. 7. Эпюры угловой скорости (1) и углового перемещения (2) объекта при работе одного двигателя на минимальной, а другого — на максимальной тяге

**Результаты расчетов.** Выполненные при моделировании движения объектов управления расчеты при различных отклонениях тяговых характеристик двигателей показали, что опасными с точки зрения обеспечения заданной траектории полета ЛА представляются ситуации, при которых у одного двигателя из пары ДСН максимальные значения характеристик, а у второго — минимальные. В этих случаях при срабатывании двигателей реализуется неконтролируемое вращение объекта управления, что недопустимо, а при отделении и уводе ступень либо догонит обтекатель, либо обтекатель начнет разворачиваться из-за разнотяговости двигателей, что не обеспечивает безопасный увод.

**Закключение.** Результаты проведенного исследования о влиянии разнотяговости двигателей специального назначения на характеристики движения объекта управления показали, что для успешного

выполнения поставленных задач необходима минимизация разбросов тягово-импульсных характеристик ДСН, которая обеспечивается тогда, когда ЛА снаряжают двигателями из одной партии. Продемонстрирована также возможность использовать пакет САПР SolidWorks при проведении оценочных расчетов характеристик движения ЛА и его составных частей.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Мухамедов В.С. *Твердотопливные двигатели специального назначения*. Санкт-Петербург, ЦНИИ информации, 2018, с. 4.
- [2] Фахрутдинов И.Х. *Ракетные двигатели твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1973, с. 4.
- [3] Назаров В.П., Яцуненко В.Г., Коломенцев А.И. Конструктивно-технологические факторы стабильности энергетических параметров турбонасосных агрегатов ракетных двигателей. *Вестник Московского авиационного института*, 2014, т. 21, № 5, с. 101–105.
- [4] Кузнецов Н.П., Черепов В.И., Калинин А.Е., Ахтулов А.Л. *Испытания ракетных двигателей твердого топлива*. Москва; Ижевск, Регулярная и хаотическая динамика, 2010, с. 3.
- [5] Григоращ О.В. Методология экспериментальных исследований. *Политематический сетевой электронный научный журнал Кубанского государственного аграрного университета*, 2017, № 127, с. 849–864.
- [6] Мухамедов В.С., Воронцов П.Г., Поляков В.А., Бобович А.Б. *Ракетный двигатель твердого топлива для увода отделяемых частей ракеты*. Патент № 2513052 С2 Российская Федерация, МПК F02K 9/30. № 2012113333/06: заявл. 06.04.2012; опубл. 20.04.2014; заявитель Открытое акционерное общество «Корпорация «Московский институт теплотехники» (ОАО «Корпорация «МИТ»).
- [7] Марьянов Д.В. Разработка технологии и стендового оборудования для экспериментальной отработки двигателя увода створок обтекателя ракеты-носителя метеоспутника. *Гагаринские чтения 2017: Тезисы докладов, Москва, 05–19 апреля 2017 года*. Москва, МАИ, 2017, с. 144–145.
- [8] Мухамедов В.С., Поляков В.А., Смирнов Д.С., Лемешенков П.С. *Ракетный двигатель твердого топлива для увода отделяемых частей*. Патент № 2678602 С1 Российская Федерация, МПК F02K 9/32, F02K 9/30, F02K 9/95. № 2017145529: заявл. 25.12.2017; опубл. 30.01.2019; заявитель Акционерное общество «Корпорация «Московский институт теплотехники» (АО «Корпорация «МИТ»).
- [9] Оберт Г. *Пути осуществления Космических полетов*. Москва, Оборонгиз, 1948, с. 127.
- [10] Кореньков В.В., Лежнин С.И., Селиванов В.В., Сергиенко С.В. Анализ способов регулирования характеристик тяги импульсных реактивных твердотопливных двигателей. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2015, № 2 (87), с. 76–82.
- [11] Биткин С.А. Анализ возможности снижения разбросов внутрибаллистических характеристик РДТТ с дополнительным зарядом топлива со специальным законом горения. *Химическая физика и мезоскопия*, 2014, т. 16, № 4, с. 489–493.

Статья поступила в редакцию 08.04.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Иванов А.В., Киракосьянц А.Т. Исследование влияния разнотяговости двигателей специального назначения на характеристики движения объекта управления. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 7. EDN RWROPE

**Иванов Алексей Владимирович** — студент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: avi2611@mail.ru

**Киракосьянц Андроник Тигранович** — студент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: super.andronik2000@ya.ru

## **The special-purpose engine thrust difference influence on the control object motion characteristics**

© A.V. Ivanov, A.T. Kirakosyants

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper substantiates necessity to ensure single-thrust performance of the special-purpose engines as part of a space rocket, namely the head end spinning engines and the rocket nose cone retraction engines. It provides description of the conditions these engines are operating. Various possible cases of the head end motion are considered, when it is exposed to external forces, using the modern SolidWorks computer-aided design system package, which makes it possible to confirm possibility of using this package in simulating and predicting the control object behaviour taking into account the special-purpose engine thrust difference. The research conducted provides recommendations in designing special-purpose engines, as well as in positioning these engines as a spacecraft component to ensure successful completion of its assigned flight task.*

**Keywords:** *solid fuel rocket engine, spinning engine, separation and withdrawal engine, special purpose engines*

### REFERENCES

- [1] Mukhamedov V.S. *Tverdotoplivnye dvigateli spetsialnogo naznacheniya* [Special purpose solid fuel engines]. St. Petersburg, TsNII Informatsii Publ., 2018, p. 4.
- [2] Fakhrutdinov I.H. *Raketnye dvigateli tverdogo topliva* [Solid fuel rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973, p. 4.
- [3] Nazarov V.P., Yatsunenkov V.G., Kolomentsev A.I. *Konstruktivno-tehnologicheskie faktory stabilnosti energeticheskikh parametrov turbonasosnykh agregatov raketnykh dvigateley* [Constructive and technological factors stabilizing energy parameters of the rocket engine turbopump units]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 101–105.
- [4] Kuznetsov N.P., Cherepov V.I., Kalinnikov A.E., Akhtulov A.L. *Ispytaniya raketnykh dvigateley tverdogo topliva* [Testing the solid fuel rocket engines]. Moscow, Izhevsk, Regul'yarnaya i Khaotichnaya Dinamika Publ., 2010, p. 3.
- [5] Grigorash O.V. *Metodologiya eksperimentalnykh issledovaniy* [Methodology of experimental researches]. *Politematicheskiiy setevoy elektronnyy zhurnal Kubanskogo gosudarstvennogo agrarnogo universiteta — Polythematic online electronic scientific journal of Kuban State Agrarian University*, 2017, no. 127, pp. 849–864.
- [6] Mukhamedov V.S., Vorontsov P.G., Polyakov V.A., Bobovich A.B. *Raketnyi dvigatel tverdogo topliva dlya uvoda otdelyaemykh chastey rakety* [Solid fuel rocket engine for removal of the detachable rocket parts]: Patent no. 2513052 S2 Rossiyskaya Federatsiya, MPK F02K 9/30 [Patent no. 2513052 C2, Russian Federation, IPC F02K 9/30]. no. 2012113333/06: application 06.04.2012: published 20.04.2014; applicant Open Joint Stock Company “Corporation “Moscow Institute of Thermal Engineering” (JSC “Corporation “MITT”)).
- [7] Maryanov D.V. *Razrabotka tekhnologii i stendovogo oborudovaniya dlya eksperimentalnoy otrabotki dvigateley uvoda stvorok obtekatel'nykh rakety-nositel'nykh meteosputnika* [Development of technology and bench equipment for

- experimental testing of the deflection engine of the fairing of the weather satellite launch vehicle]. In: *Gagarinskie chteniya 2017: Tezisy dokladov. Moskva 5–19 aprelya 2017 goda* [Gagarin Readings 2017: Abstracts. Moscow, April 5–19, 2017]. Moscow, MAI Publ., 2017, pp. 144–145.
- [8] Mukhamedov V.S., Polyakov V.A., Smirnov D.S., Lemeshenkov P.S. *Raketnyi dvigatel tverdogo topliva dlya uvoda otdeyaemykh chastey* [Solid fuel rocket engine for removal of the detachable parts]. Patent no. 2678602 S1 Rossiyskaya Federatsiya, MPK F02K 9/32, F02K 9/30, F02K 9/95 [Patent no. 2678602 S1 Russian Federation, IPC F02K 9/32, F02K 9/30, F02K 9/95]: no. 2017145529: application 25.12.2017: publ. 30.01.2019; applicant Joint-Stock Company “Corporation “Moscow Institute of Thermal Engineering” (JSC Corporation “MITT”).
- [9] Oberth H. *Wege zur Raumschiffahrt*, R. Oldenbourg Verlag, Munich–Berlin, 1929 [In Russ.: Obert G. Puti osushchestvleniya kosmicheskikh poletov. Moscow, Oborongiz Publ., 1948, 232 p.].
- [10] Korenkov V.V., Lezhnin S.I., Selivanov V.V., Sergienko S.V. Analiz sposobov regulirovaniya kharakteristik tyagi impulsnykh reaktivnykh tverdotoplivnykh dvigateley [Analysis of control methods of solid-propellant rocket engines thrust parameters]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk — Proceedings of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences*, 2015, no. 2 (87), pp. 76–82.
- [11] Bitkin S.A. Analiz vozmozhnosti snizheniya razbrosov vnutriballisticheskikh kharakteristik RDTT s dopolnitelnym zaryadom topliva so spetsialnym zakonom goreniya [Analysis of the possibility for the dispersion’s reduction of the ballistic parameters of the solid propellant rocket engine by additional propellant charge with specific burning law]. *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya — Chemical Physics and Mesoscopics*, 2014, vol. 16, no. 4, pp. 489–493.

**Ivanov A.V.**, Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: avi2611@mail.ru.

**Kirakosyants A.T.**, Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: super.andronik2000@ya.ru