

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ КОРРЕКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. Э. Коваленко✉, А. А. Внуков

*Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация*

*АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

Обозначено место электрореактивных двигателей в системе коррекции космических аппаратов, описаны основные задачи, решаемые системой коррекции при эксплуатации космических аппаратов. Приведена современная классификация электрореактивных двигателей, согласно которой существует четыре класса, отличающихся природой процессов, сообщающих рабочему телу кинетическую энергию: электротермические, электростатические, импульсные, магнитоплазгодинамические. Для иллюстрации современного уровня технологии приведены примеры электрореактивных двигателей различных классов, применяющихся в современных космических аппаратах, систематизированы их технические характеристики, такие как тяга, удельный импульс, потребляемая мощность и КПД. В качестве основных двигателей коррекции современных космических аппаратов обозначены электростатические: стационарные плазменные (холловские) и ионные. Для различных классов электрореактивных двигателей приведены диапазоны их обобщенных характеристик в виде совокупности удельного импульса (характеризующего экономичность двигателя) и цены тяги (определяющей энергопотребление двигателя в пересчете на единицу тяги). Указана необходимость учитывать стоимостные показатели разработки и эксплуатации электрореактивных двигателей при создании системы коррекции перспективных космических аппаратов. Определены задачи на дальнейшее исследование в области технико-экономической эффективности применения электрореактивных двигателей в составе систем коррекции космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, система коррекции, электрореактивный двигатель, классификация электрореактивных двигателей, технико-экономическая эффективность.

Введение

При выполнении целевой задачи космического аппарата (КА) важную роль играют двигательные установки (ДУ) системы коррекции (СК) КА, представляющие собой совокупность реактивных двигателей, топливных баков с топливом и соединительных трубопроводов. Реактивные двигатели из состава двигательных установок систем коррекции космических аппаратов могут для своей работы использовать различные виды топлив, а реактивная сила в них может возникать вследствие использования различных типов энергии.

ДУ СК предназначены для различных задач, связанных с управлением движением КА по орбите [1]:

- корректировка ошибок орбиты КА после выведения его на целевую орбиту средствами выведения;
- довыведение КА на целевую орбиту с переходной;
- перевод КА между орбитами или между орбитальными точками на геостационарной орбите;
- удержание КА на орбите с заданными параметрами;
- разгрузка маховиков системы ориентации и стабилизации.

Выбор того или иного типа реактивного двигателя зависит от комбинации задач, для решения которых он используется, а также, в связи

✉ motskusn@mail.ru

со все возрастающей коммерциализацией использования космического пространства, стоимости изготовления и эксплуатации реактивных двигателей на орбите – то есть наряду с техническими характеристиками двигателей при оценке эффективности их использования в СК КА необходимо рассматривать и экономические показатели эффективности, для большей наглядности объединяя их в технико-экономические характеристики.

1. Классификация ЭРД

Основной технико-экономической характеристикой реактивного двигателя является удельный импульс – скорость истечения продуктов химической реакции (или рабочего тела, если тяга создается без химической реакции) из сопла реактивного двигателя, – который определяет экономичность использования топлива (рабочего тела), влияя, таким образом, на требуемую массу запаса топлива (рабочего тела) КА. Реактивные двигатели, обладающие большим удельным импульсом, обеспечивают более экономичное расходование топлива (рабочего тела), а значит для их работы в течение орбитального функционирования КА требуется меньший запас топлива (рабочего тела), что снижает его суммарную стоимость, а также, в случае когда снижение массы топлива (рабочего тела) приводит к уменьшению стартовой массы КА, к снижению стоимости запуска КА на орбиту.

Среди всех существующих на сегодняшний день типов реактивных двигателей лидирующее место по величине удельного импульса занимают электрореактивные двигатели (ЭРД) [2]. Их принцип работы основан на преобразовании электрической энергии в кинетическую энергию истечения ионизированного рабочего тела [3]. ЭРД применяются в качестве двигателей системы коррекции космических аппаратов. Использование ЭРД в системе ориентации возможно, но малая

тяга, присущая этому типу реактивных двигателей, делает процесс управления ориентацией КА сложным, а организацию режимов обеспечения живучести КА, из-за большого энергопотребления ЭРД, практически невозможной.

Существует как минимум две классификации электрореактивных двигателей. Одна была сформулирована еще в 1985 г. в энциклопедии «Космонавтика» под редакцией В. П. Глушко: двигатели разделены по типу сил, разгоняющих рабочее тело, на газодинамические, электромагнитные и электростатические.

В современной классификации (рис. 1) [4–6], в связи с появлением большого количества модификаций различных типов двигателей, ЭРД принято разделять на четыре класса, которые приблизительно соответствуют уровню технологий, необходимому для их создания:

- электротермические (с газодинамическим ускорением рабочего тела), которые делятся на электронагревные (рис. 2а) и электродуговые (рис. 2б);
- электростатические (ускорение рабочему телу сообщается электростатическим полем), которые делятся на плазменные (или холловские) (рис. 3а и 3б), в которых электростатическое поле создается между положительно заряженным анодом и холловским током электронов во внешнем магнитном поле, и ионные (рис. 3в), в которых разгоняющее электростатическое поле создается между двумя близкорасположенными заряженными решетками на срезе рабочей камеры двигателя;
- импульсные (ускорение рабочего тела также вызывается действием газодинамических сил, однако газообразование рабочего тела из твердого или жидкого состояния происходит под действием электрической разрядной дуги) (рис. 4а);
- магнитоплазменные или магнитоплазменные (частицы рабочего тела ускоряются под действием магнитного поля) (рис. 4б).

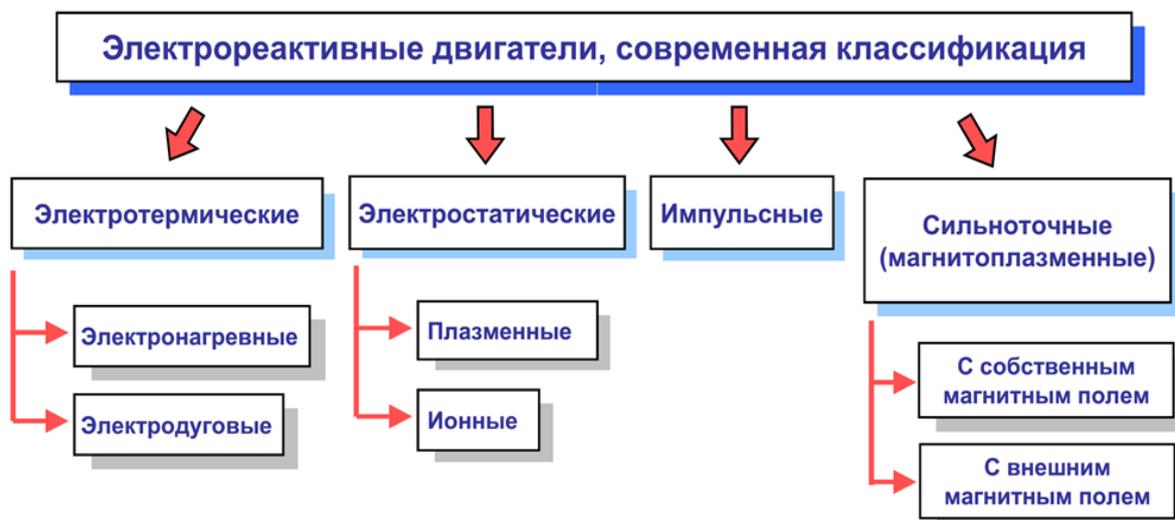


Рис. 1. Современная классификация ЭРД



Рис. 2. Электротермические двигатели:
a – электронагревный двигатель; *б* – электродуговой двигатель



Рис. 3. Электростатические двигатели:
a – СПД-50М; *б* – Плас-34; *в* – ИД-300



Рис. 4. ЭРДУ импульсного и магнитоплазодинамического типов:
a – импульсный двигатель АИПД-45-2; *б* – МПДД разработки МАИ,
мощностью 200 кВт

Из всех типов ЭРД наиболее часто используются в ДУ КА и наиболее отработаны ионные и холловские двигатели. Данные типы двигателей обладают относительно высокими эксплуатационными характеристиками (удельный импульс, КПД, ресурс), что позволяет эффективно использовать их в ДУ СК КА различного класса, функционирующих на различных орбитах.

Однако развитие космической техники, приводящее к возникновению новых требований к разработке СК и КА в целом: многократные межорбитальные перелеты с целью транспортировки грузов; снижение массы СК и КА за счет использования для реактивного движения одного экономичного вида топлива/рабочего тела; сокращение общего количества реактивных двигателей

в составе КА, – требует от разработчиков СК применения расширенной номенклатуры ЭРД, что, в свою очередь, стимулирует исследования различных схем ЭРД – как с целью создания двигателей, использующих новые принципы генерации тяги, так и с целью совершенствования существующих конструктивных схем ЭРД.

Примеры ЭРД различных типов, применяющихся в современных КА, приведены в табл. 1 [7–9].

Разнообразие ЭРД (табл. 1), предлагая инженерам широкий выбор возможностей для построения СК КА, вместе с тем не позволяет сделать однозначный вывод о целесообразности

применения того или иного типа ЭРД для конкретного КА, поскольку все характеристики двигателей взаимосвязаны и каждая вносит свой вклад в эффективность функционирования КА. В связи с этим имеет смысл рассматривать обобщенные характеристики различных типов ЭРД – в этом случае целесообразность применения конкретного типа ЭРД будет определяться еще на этапе проектирования аппарата, что сузит область поиска подходящих ЭРД и будет способствовать наиболее полному использованию преимуществ определенного типа ЭРД в каждом конкретном проекте КА.

Таблица 1

Примеры ЭРД различных типов

Тип ЭРД		Название ЭРД, предприятие-разработчик, страна	Удельный импульс, с	Тяга, мН	Мощность, кВт	КПД, %
Электротермические	Электронагревные	STAR, SSTL, Великобритания	80	30	0,03	41
	Электродуговые	MR-510, Aerojet, США	600	260	2	40
Электростатические	Плазменные	СПД-100, ОКБ Факел, Россия	1520	83	1,35	44
		ДАС Д-38, ЦНИИмаш	1300–2800	25–100	0,4–1,0	40–60
	Ионные	ИД-100, Центр Келдыша, Россия	2500–3500	6–19	0,15–0,5	45–55
		XIPS-25, The Boeing Company, США	3500	165	4,5	85
Импульсные		ИПД-120, НИИ ПМЭ МАИ, Россия	850	0,82	0,06	57
Сильноточные (магнитоплазменные)		AF-MPDT, Alta SpA, Италия РКК «Энергия» МПДД	1500–3000	1000–20000	50–250	20–45

2. Технические и экономические параметры ЭРД

В качестве обобщенных технических характеристик ЭРД могут рассматриваться удельный импульс (импульс, генерируемый ЭРД при расходовании 1 кг рабочего тела) и цена тяги (количество электрической энергии, необходимой для генерации тяги в 1 Н). Удельный импульс характеризует эффективность расходования рабочего тела на создание реактивной силы, а цена

тяги – уровень энерговооруженности КА, требуемый для сообщения ему расчетного ускорения. Анализ этих обобщенных характеристик позволяет оценить возможность применения того или иного типа ЭРД в СК КА, а также обозначить возможные пути повышения характеристик СК КА путем замены ЭРД одного типа на ЭРД другого типа.

Графическое представление пересечения обобщенных характеристик ЭРД различных типов представлено на рис. 5 [7; 10].

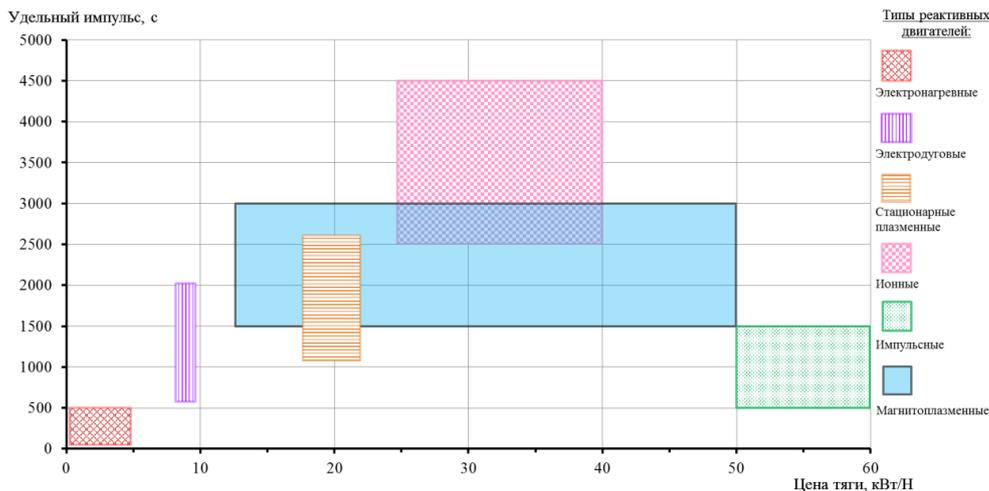


Рис. 5. Обобщенные характеристики ЭРД разных типов

Из диаграммы на рис. 5 видно, что, например, стационарные плазменные двигатели могут быть заменены на ионные, что может привести к экономии рабочего тела, однако одновременно гарантированно приведет к увеличению цены тяги, то есть к необходимости увеличить количество электрической энергии, расходуемой на проведение коррекций орбиты КА. Кроме того, рис. 5 показывает, что, несмотря на то, что импульсные двигатели при работе расходуют достаточно малое количество электроэнергии, их обобщенная характеристика «цена тяги» не позволяет говорить об их эффек-

тивном применении в составе СК КА, поскольку малый уровень генерируемой тяги нивелирует все преимущества низкого электропотребления.

Для достижения наилучших показателей для каждого типа ЭРД применяются рабочие тела различного агрегатного состояния: жидкости, газы, смеси газов. Так для электротермических РД для достижения наилучшего результата применяется аммиак, для сильноточных – литий, для электростатических – ксенон, для импульсных – фторопласт. В табл. 2 приведена сравнительная характеристика различных рабочих тел, применяемых для ЭРД [11].

Таблица 2

Рабочее тело для ЭРД. Сравнительная характеристика

Топливо	Температура плавления, °С	Температура кипения, °С	Цена за 1 кг в 2005 году, \$
Висмут, Bi	271	1559	6
Кадмий, Cd	321	765	25
Цезий, Cs	29	685	40000
Йод, I	113	182	484
Криптон, Kr	–	–	295
Ртуть, Hg	–39	357	4
Ксенон, Xe	–	–	1138

Из приведенной таблицы видно, что стоимость 1 кг рабочего тела для ЭРД варьируется в широком диапазоне – от 6 до 40 000 \$. Такой большой диапазон колебаний этого показателя делает невозможным игнорирование при проектировании СК экономической составляющей разработки и эксплуатации ЭРД, а значит вместе с обобщенными техническими характеристикам ЭРД (рис. 5) необходимо учитывать такую экономическую характеристику, как стоимость килограмма рабочего тела. Например, если рабочее тело ксенон заменить на йод, то стоимость суммарного импульса, генерируемого СК, снизится более чем в два раза, а значит, при условии не снижения технических характери-

стик СК более чем в два раза, такая замена рабочего тела может быть экономически оправдана.

Другими словами, на основе технических параметров ЭРД: удельный импульс, тяга, масса, – можно определить техническую эффективность применения ЭРД в системе коррекции КА, однако расширение рынка коммерческих КА вызывает необходимость учитывать и стоимостные критерии выбора ЭРД, такие, как стоимость топлива, стоимость двигателя, стоимость эксплуатации (стоимость оборудования, обеспечивающего эксплуатацию ЭРД на орбите). Для оперативной проектной оценки эффективности применения ЭРД в составе СК целесообразно объединение технических и эко-

номических критериев в одном обобщенном показателе технико-экономической эффективности ЭРД.

Заключение

Основной идеей разработки показателя эффективности является установление связи между стоимостью изготовления и эксплуатации ЭРД в составе СК и целевым показателем работы ЭРД – эффективностью орбитального маневрирования КА. Результаты такого исследования могут быть использованы для определения состава системы коррекции КА на этапе аванпроекта, что позволит ускорить выполнение предконтрактных работ, повысить, таким образом, конкурентоспособность КА.

В общем виде показатель технико-экономической эффективности ЭРД должен представлять собой произведение значений технических и экономических параметров ЭРД, ухудшающих технические и экономические характеристики СК (цена тяги, масса ЭРД, удельная стоимость рабочего тела и удельная стоимость создания и эксплуатации ЭРД), отнесенное к удельному импульсу как к единственному параметру, увеличение которого улучшает технические (суммарная масса рабочего тела) и экономические (суммарная стоимость рабочего тела) параметры СК. Из нескольких сравниваемых ЭРД целесообразно применение того ЭРД, обобщенный показатель технико-экономической эффективности которого имеет наименьшее значение.

88

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т., 2011. 488 с.
- [2] Ханфар А. Перспективы использования электрореактивных двигателей в космической отрасли России // Успехи современной науки и образования. 2017. № 4 (4). С. 193–196.
- [3] Горшков О. А., Муравлев В. А., Шагайда А. А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. М. : Машиностроение, 2008. 280 с.
- [4] Fortescue P., Swinerd G., Stark J. Spacecraft Systems Engineering (4th ed.). UK : John Wiley & Song, 2011. 724 p.
- [5] Воробьев Е. В., Денисов О. Е., Кузнецов В. И. Проектирование транспортных средств специального назначения : учеб. пособие. М. : МАДИ, 2014. 96 с.
- [6] Егорычев В. С. Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей : электрон. учеб. пособие. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2011.
- [7] Назаров В. Ю., Журавлев М. В., Краев Е. М. Ракетные двигатели космических аппаратов : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2015. 200 с.
- [8] Григорьев П. А., Ермошкин Ю. М. Обзор состояния и тенденции развития электрореактивных двигателей за рубежом // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. 2017. С. 204–205.
- [9] Гусев Ю. Г., Пильников А. В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35385>.
- [10] Важенин Н. А., Обухов В. А., Плохих В. А., Попов Г. А. Ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М. : Физматлит, 2012. 432 с.
- [11] DeSantis D. Satellite Thruster Propulsion- H2O2 Bipropellant Comparison with Existing Alternatives [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/publication/261288210_Satellite_Thruster_Propulsion_H2O2_Bipropellant_Comparison_with_Existing_Alternatives/stats (дата обращения: 22.10.2020).

APPLICATION OF ELECTRIC THRUSTERS IN A SPACECRAFT PROPULSION SYSTEM

N. E. Kovalenko, A. A. Vnukov

Siberian Federal University,

Krasnoyarsk, Russian Federation

JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,

Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The place of electric rocket thrusters in a spacecraft propulsion system is pointed out; the tasks for such propulsion system are described. The modern classification of electric thrusters is given, in accordance of that one there are four classes, dissimilar due to a nature of processes

that impart a kinetic energy to a propellant: electrothermal, electrostatic, pulsed and magnetoplasmodynamic. In order to illustrate an electric rocket thrusters state of art, examples different classes electric rocket thrusters for modern spacecrafts are presented; the technical characteristics, such a thrust, specific impulse, powered energy and efficiency are systematized. As a general electric rocket thrusters for spacecraft propulsion system were chosen electrostatic thrusters: stationary plasma (Hall thrusters) and ion thrusters. For the different classes of electric rocket thrusters the common characteristics are defined as a set of: specific impulse (that describes thruster propellant efficiency), thrust cost (determines electric power consumption per unit thrust) and propellant type (combines thruster's technical and economical characteristics). A necessity is stated to take into account the cost parameters of an electric rocket thruster design and a manufacturing during a propulsion system developing for a next generation spacecraft. The tasks are determined for the further research in the area of a techno-economic efficiency of electric rocket thrusters exploiting as a part of a spacecraft's propulsion system.

Keywords: spacecraft, propulsion system, electric rocket thruster, electric rocket thrusters classification, techno-economic efficiency.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [2] Khanfar A. *Perspektivy ispol'zovaniya elektreaktivnykh dvigatelej v kosmicheskoy otrasli Rossii* [Prospects for the use of electric jet engines in the space industry of Russia] // Achievements of modern science and education, 2017, no. 4 (4), pp. 193–196. (In Russian)
- [3] Gorshkov O. A., Muravlev V. A., Shagaida A. A. *Hollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* [Hall and ion plasma thrusters for spacecraft]. Moscow, Mechanical engineering, 2008, 280 p. (In Russian)
- [4] Fortescue P., Swinerd G., Stark J. *Spacecraft Systems Engineering* (4th ed.). UK: John Wiley & Song, 2011. 724 p.
- [5] Vorob'ev E. V., Denisov O. E., Kuznetsov V. I. *Proektirovanie transportnykh sredstv special'nogo naznacheniya* [Design of special purpose vehicles]. Moscow, MADI, 2014, 96 p. (In Russian)
- [6] Yegorychev V. S. *Teoriya, raschet i proektirovanie raketnykh dvigatelej* [Theory, calculation and design of rocket engines]. Samara, Samar. State Aerospace Univ. named after S. P. Korolev, 2011. (In Russian)
- [7] Nazarov V. Yu., Zhuravlev M. V., Kraev E. M. *Raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov* [Rocket engines of spacecraft]. Krasnoyarsk, Sib. State Aerospace. Univ., 2015, 200 p. (In Russian)
- [8] Grigoriev P. A., Yermoshkin Yu. M. *Obzor sostoyaniya i tendentsii razvitiya elektreaktivnykh dvigatelej za rubezhom* [Review of the state and trends in the development of electric jet engines abroad] // Reshetnev readings : materials of the XXI International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2017, pp. 204–205. (In Russian)
- [9] Gusev Yu. G., Pilnikov A. V. *Rol' i mesto elektroraketnykh dvigatelej v Rossijskoj kosmicheskoy programme* [The role and place of electric rocket engines in the Russian space program] // Electronic journal «Proceedings of the MAI», 2012, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35385>. (In Russian)
- [10] Vazhenin N. A., Obukhov V. A., Plokhikh V. A., Popov G. A. *Raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov i ih vliyanie na radiosistemy kosmicheskoy svyazi* [Rocket engines of space vehicles and their influence on radio systems of space communication]. Moscow, Fizmatlit, 2012, 432 p. (In Russian)
- [11] DeSantis D. Satellite Thruster Propulsion- H2O2 Bipropellant Comparison with Existing Alternatives. Available at: https://www.researchgate.net/publication/261288210_Satellite_Thruster_Propulsion-H2O2_Bipropellant_Comparison_with_Existing_Alternatives/stats (accessed 22.10.2020).

Сведения об авторах

Внук Алексей Анатольевич – начальник группы отдела разработки баллистического и навигационного обеспечения космических аппаратов и космических систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», старший преподаватель Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2006 году. Область научных интересов: космическая техника, небесная механика, динамика полета космических аппаратов.

Коваленко Наталья Эдуардовна – магистрант Сибирского федерального университета. Область научных интересов: реактивные двигатели.