

## Баллистические аспекты полета космического аппарата для изучения дальнего космоса

© Р.А. Дякин, О.С. Швыркина

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Рассмотрена баллистическая часть проекта запуска космического аппарата на 300 астрономических единиц в направлении созвездия Геркулеса в целях изучения межзвездного пространства и анализа влияния его на магнитосферу Земли. Проведен расчет энергетических затрат. Выдвинутым требованием было достижение поставленной цели не более чем за 25 лет. Принято решение на начальном этапе полета использовать жидкостный ракетный двигатель для того, чтобы покинуть так называемую сферу Хилла Земли, а затем использовать двигатели малой тяги. С целью оптимизировать энергетические и временные показатели при решении поставленной задачи планируется совершить два гравитационных маневра у планет Юпитер и Уран, что также даст возможность провести съемку поверхности Урана.*

**Ключевые слова:** *дальний космос, космический аппарат, межзвездное пространство, электрический двигатель, гравитационный маневр.*

**Введение.** Дальний космос за пределами Солнечной системы остается самой малоизученной областью. Человечество уже отправляло в космос такие межзвездные аппараты, как зонды Pioneer и Voyager. В настоящее время они покинули пределы Солнечной системы, однако их скорость не позволяет говорить о сколь-нибудь быстром достижении цели. Так, Voyager 1, движущийся со скоростью около 17 км/с, даже к ближайшей к Земле звезде Проксима Центавра (4,2 световых года) будет лететь невероятно долго — 17 тыс. лет.

Очевидно, что с современными ракетными двигателями никуда дальше Солнечной системы выбраться невозможно: для транспортировки 1 кг груза даже к недалекой звезде — Проксима Центавра — нужны десятки тысяч тонн топлива. При этом с увеличением массы корабля возрастает количество необходимого топлива. Получается замкнутый круг, ставящий крест на баках с химическим топливом: постройка космического судна массой в миллиарды тонн представляется совершенно невероятной затеей. Простые вычисления по формуле Циолковского демонстрируют, что для ускорения космических аппаратов (КА) с ракетным двигателем на химическом топливе до скорости примерно в 10 % скорости света потребуется больше горючего, чем доступно в известной Вселенной. В связи с этим возникает задача поиска альтернативных решений поставленной задачи.

Один из способов решения этой задачи — *использование гравитационных маневров от других планет*, как было в случае с зондом Voyager [1]. Гравитационные, или на профессиональном языке пертурбационные, маневры практически не требуют расхода топлива. Все, что нужно — это наличие вблизи трассы полета небесного тела, обладающего достаточно сильной гравитацией и подходящим для достижения целей миссии положением. Аппарат, ускорившись гравитацией планеты, ею же и тормозится после сближения с небесным телом, никакого ускорения при этом не будет и скорость КА относительно планеты не изменится по модулю, но сменит свое направление. В результате при переходе в гелиоцентрическую систему отсчета скорость изменяется не только по направлению, но и по значению, так как к скорости аппарата относительно планеты полностью или частично добавляется скорость планеты относительно Солнца. Таким образом, можно без затрат топлива изменить кинетическую энергию межпланетной станции. Чем больше масса планеты, относительно которой совершается маневр, тем больше приращение ускорения.

Другим решением является *поиск двигателей новых видов*. На данный момент известны следующие виды двигателей для межзвездного перелета:

- *электроракетные*. По сравнению с жидкотопливными ракетами имеют малую тягу, однако способны работать длительное время и осуществлять медленные перелеты на большие расстояния. При использовании ядерных источников энергии пригодны для полетов к внешним планетам Солнечной системы, но недостаточно мощные для межзвездного перелета;

- *термические ядерные*. Имеют достаточно большую тягу, но низкую скорость истечения рабочей массы (около 10 км/с), поэтому для разгона до нужной скорости потребуется огромное количество топлива;

- *использующие давление электромагнитных волн (Солнечный парус)*. Перспективный и реалистичный на сегодня вид звездолета. Его главное преимущество — отсутствие топлива на борту, недостаток — зависимость ускорения от расстояния до Солнца;

- *ионные* (вид электрического двигателя). Достоинства — малый расход топлива и продолжительное время функционирования, недостатки — небольшая тяга, сложная схема и конструкция, использование повышенных напряжений.

В данной работе рассмотрена баллистическая часть проекта запуска КА на 300 а. е. в направлении созвездия Геркулеса для изучения межзвездного пространства и анализа влияния его на магнитосферу Земли. Основная цель исследования заключается в поиске решения задачи с минимальным временем перелета.

**Гомановский переход.** Для выявления важных качественных закономерностей примем упрощенную модель планетных орбит: будем считать орбиты всех планет круговыми, лежащими в плоскости эклиптики. Время работы двигателя на выдачу импульса мало по сравнению со временем перелета, а значит, можем положить, что импульс мгновенный.

Немецкий ученый В. Гоман доказал, что траекторией между двумя орбитами, на которой затрачивается минимальное количество топлива, является эллипс, касающийся их в противоположных точках (рис. 1).

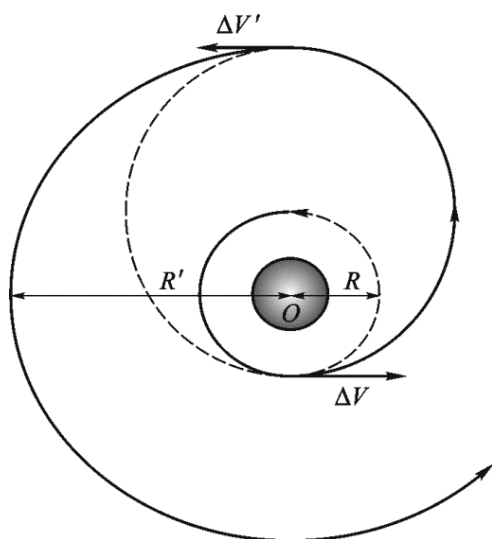


Рис. 1. Гомановский переход

Примем, что перелет осуществляется по гомановскому переходу, начальная орбита — орбита Земли вокруг Солнца, а конечная — орбита вокруг Солнца с радиусом  $r_a = 300$  а. е. Минимальное значение добавочной скорости  $V_{\text{ВЫХ}}$  отлета от Земли рассчитывают по формуле

$$V_{\text{ВЫХ}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{П}}}} \sqrt{2 \frac{r_a}{r_{\text{П}} + r_a}} - V_3,$$

где  $\mu$  — гравитационный параметр Земли;  $V_3$  — скорость Земли;  $r_{\text{П}}$ ,  $r_a$  — радиус в перигее и апогее соответственно.

Продолжительность  $T_{\text{ГОМ}}$  перелета по гомановской траектории вычисляют как половину полного периода обращения искусственной планеты, определяемого по формуле

$$T = \pi \sqrt{\frac{(r_a + r_n)^3}{8\mu}}$$

Таким образом, время перелета составляет  $t = 927$  лет, что в нашем случае неприемлемо. В целях сокращения времени перелета и выполнения поставленной задачи принимаем решение об использовании электрического ракетного двигателя (ЭРД) после того, как аппарат покинет сферу Хилла Земли.

Для более детального рассмотрения перелета от Земли в направлении созвездия Геркулеса всю траекторию движения можно разделить на два этапа: движение в сфере действия Земли и межпланетный перелет.

**Этап движения в сфере действия Земли.** Рассмотрим первый этап, а именно движение в сфере действия Земли (рис. 2). Расчет будем проводить, полагая, что аппарат находится на орбите высоты 200 км [2].

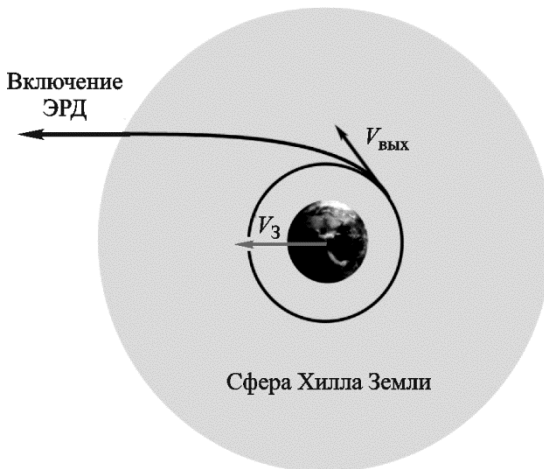


Рис. 2. Движение в сфере действия Земли

Геоцентрическая траектория полета внутри сферы действия Земли, конечно, испытывает возмущения со стороны Солнца, но будем ими пренебрегать, учитывая, что возможная при этом ошибка отступает на второй план по сравнению с отклонениями вследствие неизбежных ошибок при запуске, которые на последующем гелиоцентрическом движении вне сферы действия Земли отразятся гораздо существеннее. Однако пренебрегаем в этом случае не солнечным притяжением, а его неоднородностью, т. е. наличием градиента солнечной гравитации. Солнечное притяжение считаем одинаковым во всем объеме сферы действия и неявно учитываем его.

По мере удаления от Земли геоцентрическая скорость КА непрерывно падает. Его значение  $V_{\text{вых}}$  при выходе из сферы действия Земли рассчитывают по следующей формуле:

$$V_{\text{вых}}^2 = V_0^2 - \frac{2\mu}{r_0} \left( 1 - \frac{r_0}{r_{\text{сф.д}}} \right), \text{ или } V_{\text{вых}}^2 = V_0^2 - V_{\text{п.с}0}^2 \left( 1 - \frac{r_0}{r_{\text{сф.д}}} \right), \quad (1)$$

где  $V_0$  — начальная скорость КА;  $r_0$  — расстояние между этой точкой и центром Земли;  $r_{\text{сф.д}}$  — радиус сферы действия Земли;  $V_{\text{п.с}0}$  — значение параболической скорости в точке выключения двигателя.

Поскольку в уравнении (1) второй член в скобках мал по сравнению с единицей, то для вычисления  $V_{\text{вых}}$  воспользуемся приближенной формулой

$$V_{\text{вых}}^2 = V_0^2 - \frac{2\mu}{r_0}, \text{ или } V_{\text{вых}}^2 = V_0^2 - V_{\text{п.с}0}^2. \quad (2)$$

Другими словами, будем считать геоцентрическую скорость выхода  $V_{\text{вых}}$  равной той скорости  $V_{\infty}$ , которую бы имел КА в бесконечности, если бы никаких других притягивающих тел, кроме Земли, не было. Граница сферы действия Земли рассматривается как «местная бесконечность».

Для того чтобы воспользоваться приближенной формулой (2), в которой  $V_0$  должно быть больше  $V_{\text{п.с}0}$ , предполагаем траекторию достижения границы сферы действия гиперболической. При движении внутри этой сферы по параболе или эллипсу скорости КА  $V_{\text{вых}}$  не обеспечат достижения им даже ближайших планет Солнечной системы.

В нашем случае КА преодолевает сферу действия Земли на жидкостном ракетном двигателе. Минимальное значение добавочной скорости, необходимой для выхода из сферы действия Земли, составляет 3,22 км/с, при этом  $V_{\text{вых}} = 0$ . Увеличение скорости выхода приводит к относительно малому уменьшению времени перелета, но сопровождается большим увеличением требуемого количества топлива.

**Этап межпланетного перелета.** Рассмотрим межпланетное движение — второй этап перелета. После выхода из сферы Хилла Земли целесообразно использовать ЭРД, основными достоинствами которого, по сравнению с твердотопливными и жидкостными двигателями, являются:

- более длительное время работы;
- большой удельный импульс.

Был выбран электрический двигатель VASIMR VF-200 со следующими характеристиками [3]:

Удельный импульс, с .....	50000
Тяга, Н .....	5
Время работы, лет .....	5

Необходимо учитывать, что каждый год эффективность выбранного двигателя падает примерно на 10 %.

Реактивный двигатель использует радиоволны для ионизации рабочего тела с последующим разгоном полученной плазмы с помощью электромагнитного поля для получения тяги. В качестве рабочего тела применяют аргон, масса двигателя составляет 300 кг. На данный момент этот двигатель собираются использовать на МКС. В 2015 г. компания Ad Astra Rocket, разрабатывающая двигатель, выиграла тендер на постройку межпланетного ионного двигателя VASIMR, с помощью которого возможно доставить экспедицию на Марс менее чем за 40 дней.

В случае выбора ЭРД, время работы которого соизмеримо со временем перелета, от решения задачи с большой тягой переходим к решению задачи с малой тягой [4]. Принимаем, что на КА действует только притяжение Солнца, действием других небесных тел пренебрегаем, а также пренебрегаем остальными возмущающими воздействиями.

Для расчета параметров движения и траектории была составлена следующая математическая модель:

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu x}{r^3} - \frac{P}{m} \sin \varphi, \\ \frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu x}{r^3} + \frac{P}{m} \cos \varphi, \\ \frac{dx}{dt} = V_x, \\ \frac{dy}{dt} = V_y, \\ \frac{dm}{dt} = -\dot{m}_c, \end{cases}$$

где  $V_x$ ,  $V_y$  — проекции скорости КА на оси гелиоцентрической стартовой системы координат;  $\mu$  — гравитационный параметр Солнца;  $x$ ,  $y$  — проекции положения центра масс КА на оси гелиоцентрической стартовой системы координат;  $r$  — расстояние от

Солнца до КА;  $P$  — тяга двигателя;  $m$  — масса КА;  $\varphi$  — истинная аномалия;  $\dot{m}_c$  — секундный массовый расход топлива.

**Гравитационный маневр.** Для увеличения скорости КА и, следовательно, сокращения времени перелета имеет смысл использовать гравитационные маневры около естественных небесных тел.

Дополнительное приращение  $\Delta V$  характеристической скорости, получаемое за счет орбитальной энергии планет или их спутников, создает возможность существенной экономии ресурсов для полетов на дальние расстояния. В результате потребуется определять «окна старта» с Земли, т. е. время, когда необходимые небесные тела будут находиться в требуемом положении для реализации сценария полета.

Рассмотрим модель гравитационного маневра. Часто используемый для расчета гравитационного маневра метод склеенных конических сечений представляет собой траектории небесного тела пренебрежимо малой массы (в нашем случае — КА) в кусочно-кеплеровом виде с изломами в местах проведения гравитационных маневров. Области проведения маневров (от входа в сферу Хилла второго гравитирующего тела до выхода из нее) считаются ничтожными по сравнению с участками кеплерового движения около центрального тела и заменяются точками склейки [5].

Угол «излома»  $\delta$  определяется «внутренней геометрией» точки склейки, исходя из угла раствора «запакованной в этой точке» пролетной гиперболы относительно пролетного небесного тела. Модуль вектора скорости КА относительно планеты при этом не изменяется.

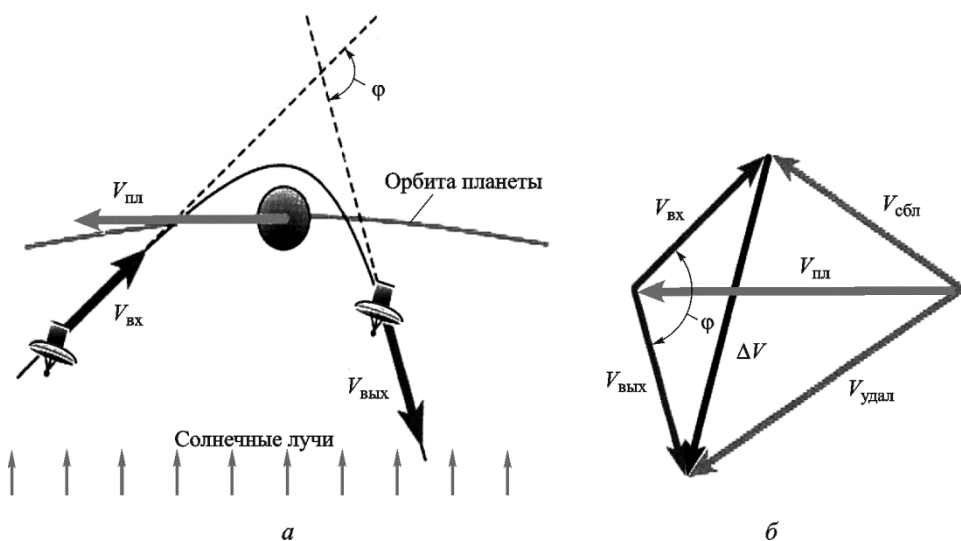


Рис. 3. Гравитационный маневр (а) и диаграмма скоростей (б)

На рис. 3, а изображена схема гравитационного маневра в системе координат, которая связана с планетой, движущейся со скоростью  $V_{пл}$ , на рис. 3, б — диаграмма скоростей, на которой хорошо видно, что скорости аппарата до сближения с планетой ( $V_{сбл}$ ) и после удаления от нее ( $V_{удал}$ ) в гелиоцентрической системе координат различаются не только по направлению, но и по значению.

Изменение скорости КА относительно центрального тела

$$\Delta V = V_{удал} - V_{сбл};$$

$$\Delta V = |\Delta V| = 2V_{\infty} \sin \delta = \frac{2V_{\infty}\mu}{\mu + r_p V_{\infty}^2},$$

где  $V_{\infty}$  — асимптотическая скорость КА относительно пролетного тела;  $\mu$  — гравитационный параметр пролетного тела;  $r_p$  — высота перицентра пролетной гиперболы КА.

В зависимости от способа прохождения КА около пролетного тела (т. е. от таких параметров, как высота пролета, угол вхождения и т. п.) величина приращения скорости КА изменяется.

По результатам приращения скорости КА в зависимости от пролетного тела была выбрана планета Юпитер как наиболее «выигрышная» в этом плане планета Солнечной системы. Было принято также решение использовать планету Уран для гравитационного маневра. Это связано с удобством расположения «окон старта».

**Заключение.** Полученная математическая модель движения была проинтегрирована в среде программирования C++. Использование перспективного ЭРД позволяет существенно (в 50 раз) уменьшить время перелета на заданную дальность, а гравитационные маневры помогают не только достичь поставленной цели за заданное время, но и уменьшить его до 18,4 лет. В связи с этим можно либо увеличить полезную нагрузку на 1000 кг, либо продолжить движение с заданной массой до 434 а. е. Дальность КА от Земли в зависимости от продолжительности движения представлена на рис. 4.

Отметим, что время работы двигателя составляет 5 лет, следовательно, аппарат достигнет Юпитера за 1,94 года, Урана — за 4,07 года. Это означает, что почти все планеты Солнечной системы КА пролетает с работающим двигателем. Траектория движения в пределах Солнечной системы представляет собой раскручивающуюся спираль и имеет излом у Юпитера в результате гравитационного маневра (рис. 5).



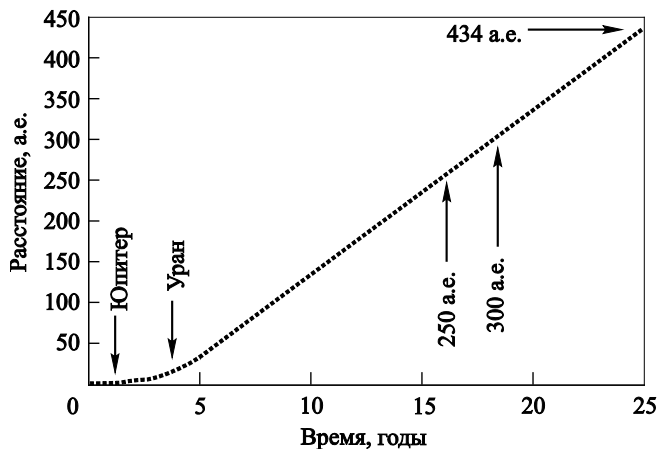


Рис. 4. Зависимость пройденного КА расстояния от времени

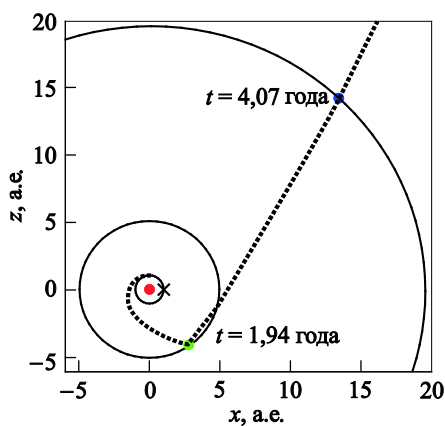


Рис. 5. Траектория движения КА (пунктирная линия):  
 × — Земля; ● — Солнце; ● — Юпитер; ● — Уран

Для использования гравитационного маневра потребуется определенное расположение планет и КА во времени, а значит, необходимо определять даты старта. В разработанном программном комплексе MATLAB была построена модель движения планет и КА во времени. По результатам расчета получено, что ближайшая дата старта — 7 февраля 2032.

Использование ЭРД VASIMR вместе с гравитационными маневрами позволяет существенно расширить границы изучения дальнего космоса, что, в свою очередь, является промежуточным этапом к межзвездным перелетам.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Полеты в системе Юпитера с использованием гравитационных маневров около галилеевых спутников. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2013, № 72, 32 с.
- [2] Афанасьев И., Воронцов Д. Межпланетная эквилибристика. *Вокруг света*, 2008, № 8 (2815).  
URL: [http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/v\\_s/2008/8/mej-ekval.html](http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/v_s/2008/8/mej-ekval.html)
- [3] Глушко В.П., ред. *Теория ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989, 464 с.
- [4] Glover T.W., Chang Diaz F.R., Squire J.P., Jacobson V.P., Chavers D.G., Carter M.D. *Principal VASIMR Results and Present Objectives*. NASA Advanced Space Propulsion Laboratory, MS-ASPL, Sonny Carter Training Facility, 13000 Space Center Blvd., Houston, TX 77059.
- [5] *Voyager – The interstellar mission*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. URL: <http://voyager.jpl.nasa.gov/> (дата обращения 15.09.2015).

Статья поступила в редакцию 04.04.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Дякин Р.А., Швыркина О.С. Баллистические аспекты полета космического аппарата для изучения дальнего космоса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1481.html>  
DOI 10.18698/2308-6033-2016-04-1481

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.*

**Дякин Роман Андреевич** родился в 1990 г. Студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана с 2010 г. e-mail: [skaylove@mail.ru](mailto:skaylove@mail.ru)

**Швыркина Ольга Сергеевна** родилась в 1992 г. Студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана с 2010 г. e-mail: [bonjour15@mail.ru](mailto:bonjour15@mail.ru)

## Ballistic aspects of spacecraft flight for deep space study

© R.A. Dyakin, O.S. Shvyrkina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article considers the ballistic part of the aircraft launch project in 300 astronomical units in the direction of Hercules constellation with the aim of interstellar space studying and analyzing its impact on the Earth magnetosphere. During the research we estimate the energy costs. We had to face the requirement to achieve the goal in less than 25 years. At the initial stage of the flight we opted for a liquid rocket engine to leave the so-called Hill sphere of the Earth and then change it for thrusters. To optimize the energy and time characteristics of the set task solution, we plan to perform two gravity-assist maneuvers by Jupiter and Uranus. Moreover, it gives the opportunity to make a survey of Uranus surface.*

**Keywords:** *deep space, spacecraft, interstellar space, an electric engine, gravity assist.*

### REFERENCES

- [1] Borovin G.K., Golubev Yu.F., Grushevsky A.V., Koryanov V.V., Tuchin A.G. *Preprinty IPM im. Keldysha — Keldysh Institute Preprints*, 2013, no. 72, 32 p.
- [2] Afanasyev I., Vorontsov D. *Vokrug sveta — Around the World*, 2008, no. 8(2815).  
Available at: [http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/v\\_s/2008/8/mej-ekval.html](http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/v_s/2008/8/mej-ekval.html)
- [3] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Rocket engine theory]. V.P. Glushko, ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 464 p.
- [4] Glover T.W., Chang Diaz F.R., Squire J.P., Jacobson V.P., Chavers D.G., Carter M.D. *Principal VASIMR Results and Present Objectives*. NASA Advanced Space Propulsion Laboratory, MS-ASPL, Sonny Carter Training Facility, 13000 Space Center Blvd., Houston, TX 77059.
- [5] *Voyager – The interstellar mission*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. Available at: <http://voyager.jpl.nasa.gov/> (accessed September 15, 2015).

**Dyakin R.A.** (b. 1990), a student of the Department of Flight Control Dynamics of Aircrafts and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University.  
e-mail: skaylove@mail.ru

**Shvyrkina O.S.** (b.1992), a student of the Department of Flight Control Dynamics of Aircrafts and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University.  
e-mail: bonjour15@mail.ru