

## **Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «Интергелио-Зонд»**

М.С. Константинов, В.Г. Петухов, Х.В. Лёб

### **Аннотация**

Рассматривается применение электроракетной двигательной установки с высокочастотным ионным двигателем RIT-22 в качестве маршевой двигательной установки КА «Интергелио-Зонд», предназначенного для изучения Солнца с гелиоцентрической орбиты. Приводятся сравнение вариантов двигательных установок с RIT-22, стационарным плазменным двигателем СПД-140Д и с жидкостным ракетным двигателем. На основании проведенного проектно-баллистического анализа делается вывод о предпочтительности использования в проекте «Интергелио-Зонд» двигателя RIT-22.

### **Ключевые слова**

электроракетная двигательная установка; космический аппарат (КА); высокочастотный ионный двигатель; проект «Интергелио-Зонд»; проектно-баллистический анализ

### **Введение**

Космический аппарат (КА) «Интергелио-Зонд» предназначен для исследования внутренней гелиосферы и Солнца с близких расстояний и из внеэклиптических положений на гелиоцентрической орбите. Научные задачи миссии включают в себя [1, 2]:

- изучение тонкой структуры и динамики солнечной атмосферы;
- изучение механизмов нагрева короны и ускорения солнечного ветра;
- изучение глобальной динамики солнечных вспышек и корональных выбросов и их влияния на гелиосферу и космическую погоду;

- исследование генерации и распространения энергичных частиц на Солнце и в гелиосфере;
- изучение магнитных полей в приполярных областях Солнца и
- исследование динамо-механизма и солнечного цикла.

Главным разработчиком КА «Интергелио-Зонд» является НПО им. С.А. Лавочкина, а главным разработчиком комплекса научной аппаратуры – Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова РАН (ИЗМИРАН) [1, 2].

## 1. Схема полета

КА «Интергелио-Зонд» планируется вывести на отлетную от Земли траекторию с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2.1Б» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» с космодрома Байконур в 2017-2018 гг. В настоящее время рассматриваются три варианта КА «Интергелио-Зонд», отличающиеся друг от друга типом маршевой двигательной установки. Основным вариантом является использование модуля электроракетной двигательной установки (МЭРДУ) с одним высокочастотным ионным двигателем RIT-22 разработки EADS Astrium [3]. В качестве дополнительных вариантов рассматривается использование МЭРДУ с двумя стационарными плазменными двигателями (СПД) СПД-140Д разработки ОКБ «Факел» [4, 5] (два двигателя необходимы для обеспечения требуемого ресурса, одновременно работает только один двигатель) и использование двухкомпонентной двигательной установки (ДДУ) с жидкостным ракетным двигателем вместо МЭРДУ.

Рассматривалось использование RIT-22 или СПД-140Д в номинальных режимах. Для RIT-22 тяга принималась равной 150 мН при удельном импульсе 4500 с, а для СПД-140Д – 180 мН и 2700 с, соответственно.

Схема полета КА «Интергелио-Зонд» включает в себя следующие участки:

- выведение на низкую околоземную орбиту с помощью РН «Союз-2.1Б» и первого включения РБ «Фрегат»;
- выведение с помощью РБ «Фрегат» на отлетную траекторию;
- полет по гелиоцентрической траектории, включая
  - «эклиптическую» фазу, на которой радиус перигелия снижается до требуемого минимального значения с использованием маршевой двигательной установки КА и гравитационных маневров (ГМ) у Земли и Венеры;
  - «внеэклиптическую» фазу, на которой увеличивается наклонение орбиты КА к плоскости эклиптики с помощью последовательности гравитационных маневров у Венеры. Для этого, после каждого гравитационного маневра у Венеры кроме последнего, КА

переводится на резонансную с Венерой орбиту для встречи с ней через некоторое целое число оборотов Венеры и КА вокруг Солнца.

## **2. Ограничения на траекторию КА «Интергелио-Зонд»**

На траекторию КА «Интергелио-Зонд» накладывается множество ограничений, связанных с требованиями по обеспечению условий проведения научных исследований, особенностями компоновки КА и с обеспечением функционирования служебных систем КА: системы электроснабжения, системы обеспечения теплового режима, бортового радиотехнического комплекса. Основные текущие ограничения на траекторию следующие:

- Требуется, по крайней мер, один пролет Солнца на минимальном гелиоцентрическом удалении 60-70 радиусов Солнца (RS). Приближение к Солнцу на меньшее расстояние не допускается;
- Требуется максимизировать наклонение конечной гелиоцентрической орбиты КА к плоскости эклиптики;
- Требуется минимизировать орбитальный период КА;
- Угол Солнце-КА-Земля на минимальном гелиоцентрическом удалении должен превышать  $90^\circ$  для возможности защиты остронаправленной антенны тепловым экраном;
- Минимальной гелиоцентрическое удаление КА до сброса МЭРДУ не должно быть меньше 120 RS;
- Максимальное гелиоцентрическое удаление КА при работающей МЭРДУ не должно превышать 1.25 а.е.;
- Проектный срок существования КА ограничен 5 годами;
- Тяга и удельный импульс МЭРДУ постоянны на всех активных участках (установленная мощность солнечных батарей обеспечивает функционирование МЭРДУ в режиме полной тяги на удалении от Солнца до 1.25 а.е.).

Следует отметить, что в процессе работы над проектом КА «Интергелио-Зонд» основные траекторные ограничения неоднократно пересматривались. Так, в первоначальном варианте требовалось достижение минимального удаления от Солнца 30-45 RS, а внеэклиптическая фаза отсутствовала. Минимально допустимое гелиоцентрическое удаление КА до сброса МЭРДУ в первоначальных вариантах ограничивалось 60-70 RS, но позднее было увеличено до 120 RS. Кроме того, в первоначальных вариантах МЭРДУ обеспечивал одновременную работу двух РИТ-22 или СПД-140Д, а впоследствии был выбран вариант с одним работающим двигателем. В результате, для удовлетворения траекторных ограничений, в процессе проектирования КА «Интергелио-Зонд» было рассмотрено

множество вариантов гелиоцентрических траекторий КА с малой тягой с различной последовательностью ГМ, с различной последовательностью орбитальных резонансов между ГМ у Венеры и с различной длительностью работы МЭРДУ. Некоторые из рассмотренных вариантов представлены в работе [6].

### **3. Методы оптимизации траектории**

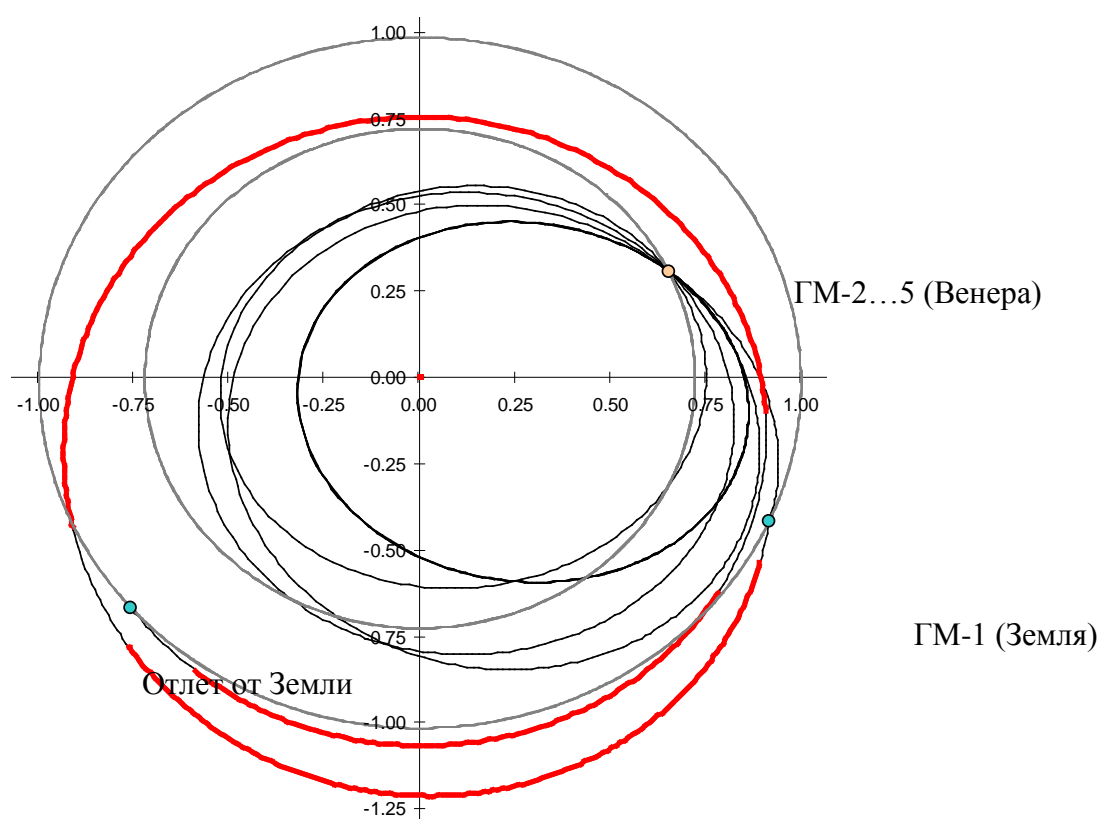
В рамках проектно-баллистического анализа КА «Интергелио-Зонд» проводилась оптимизация гелиоцентрической траектории с малой тягой с ГМ у Земли и Венеры. Использовались не прямые методы оптимизации, основанные на принципе максимума Л.С. Понтрягина для сведения задачи оптимального управления к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Эта краевая задача формально редуцировалась к задаче Коши с помощью метода продолжения по параметру. Для улучшения сходимости решалась промежуточная задача об оптимальном перелете с идеально-регулируемым двигателем. В частности, начальные условия сопряженных переменных, полученные в результате решения задачи о перелете с идеально-регулируемым двигателем, используются в качестве начального приближения для решения исходной задачи. В качестве важной особенности численной реализации метода следует отметить использование метода комплексного шага для точной оценки матрицы частных производных от невязок краевой задачи по неизвестным граничным условиям [6-8].

### **4. Результаты проектно-баллистического анализа варианта КА с RIT-22**

Типичная гелиоцентрическая траектория КА «Интергелио-Зонд» представлена на рисунке 1. На этом рисунке толстыми линиями обозначены активные участки траектории КА, а тонкими – пассивные участки траектории КА и орбиты Земли и Венеры. Гелиоцентрическая траектория включает в себя один ГМ у Земли и последовательность из четырех ГМ у Венеры, причем МЭРДУ работает только на начальном участке перелета (на участке Земля-Земля). На типичной траектории есть три активных участка, причем перелет Земля-Земля начинается и заканчивается пассивными участками.

В таблице 1 представлены основные характеристики гелиоцентрической траектории КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 для даты пуска 01.05.2017 г. Отлетный гиперболический избыток скорости равен 2900 м/с, начальная масса КА после отделения от РБ равна 1646.5 кг, конечная масса КА перед отделением МЭРДУ – 1527 кг. Возможности РН и РБ обеспечивают длительность окна пуска более 1 месяца при рабочем запасе ксенона не менее 121.5 кг, при этом конечная масса КА изменяется в пределах 1525-1529 кг, в зависимости от

даты старта (см. рисунок 2), а требуемое моторное время RIT-22 варьируется в пределах 9600-10000 часов. Зависимости гелиоцентрического удаления КА и наклона плоскости его орбиты к эклиптике от времени перелета для номинальной траектории с датой старта 01.05.2017 г. представлены на рисунках 3 и 4. Минимальный радиус перигелия достигается после первого ГМ у Венеры, после выхода КА в орбитальный резонанс 4:3 с Венерой. Двигаясь по этой орбите, КА до следующего ГМ у Венеры совершает 4 пролета перигелия на удалении 67.288 RS. После второго ГМ у Венеры КА переводится в орбитальный резонанс 1:1 с Венерой, оставаясь в этом резонансе и после следующего ГМ. Последние три ГМ совершаются с целью увеличения наклона орбиты к эклиптике. Через 4.5 года полета наклонение достигает  $24.65^\circ$ .

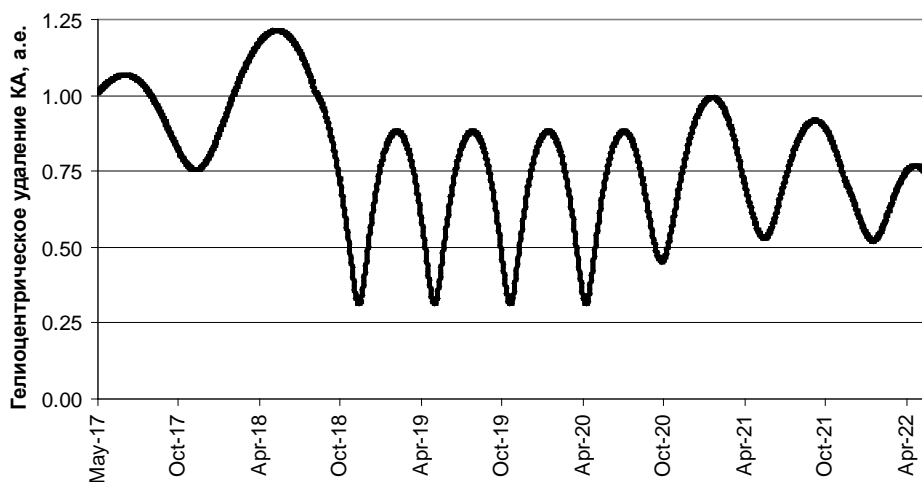


**Рис.1. Проекция на плоскость эклиптики гелиоцентрической траектории КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 для даты старта 01.05.2017 г.**

**Таблица 1**

**Основные характеристики гелиоцентрической траектории КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 для даты пуска 01.05.2017 г.**

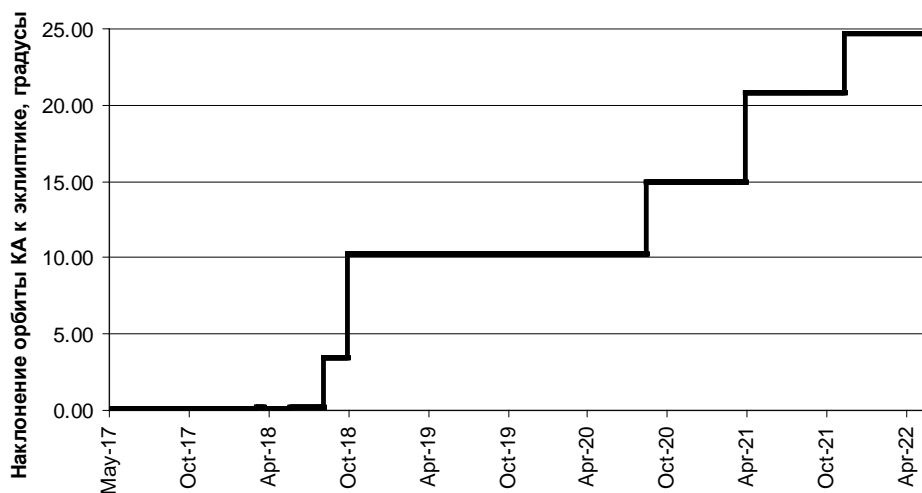
t, сутки	t, годы	Радиус перигелия, RS	Наклонение к эклиптике, градусы	Орбитальный период, сутки	Орбитальный резонанс с Венерой
528.74	1.448	67.288	10.26	168.524	4:3
1202.84	3.293	97.419	14.97	224.699	1:1
1427.54	3.908	113.858	20.80	224.698	1:1
1652.23	4.524	112.126	24.65	189.371	--



**Рис.2. Зависимость конечной массы КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 перед отделением МЭРДУ от даты старта**



**Рис. 3. Зависимость гелиоцентрического удаления КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 от времени (дата старта 01.05.2017)**



**Рис. 4. Зависимость наклонения орбиты КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 от времени (дата старта 01.05.2017)**

Окно пуска 2018-2019 год (26.11.2018-05.01.2019) позволяет увеличить конечное наклонение орбиты КА к эклиптике до  $27.15^\circ$ , при этом минимальное гелиоцентрическое удаление КА уменьшается до 63.57 RS (см. таблицу 2). Требуемый запас ксенона для обеспечения окна пуска длительностью 40 суток составляет 129.5 кг, а конечная масса КА перед отделением МЭРДУ равна 1517-1522 кг, в зависимости от даты пуска. Для обоих окон пуска (2017 и 2018-2019 гг.) обеспечивается резерв сухой массы КА на уровне 20-23 %.

**Таблица 2**

**Основные характеристики гелиоцентрической траектории КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22 для даты пуска 06.12.2018 г.**

t, сутки	t, годы	Радиус перигелия, RS	Наклонение к эклиптике, градусы	Орбитальный период, сутки	Орбитальный резонанс с Венерой
515.83	1.412	63.570	7.68	168.523	4:3
1189.92	3.258	88.530	13.46	224.699	1:1
1414.62	3.873	99.577	21.22	224.697	1:1
1639.32	4.488	104.452	27.15	199.589	--

**5. Сравнение вариантов использования RIT-22, СПД-140Д и ДДУ**

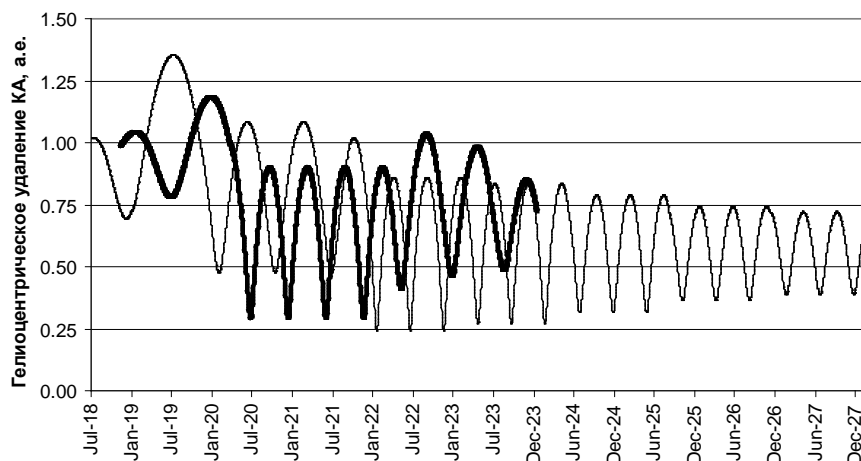
При использовании в составе МЭРДУ СПД-140Д вместо RIT-22 оптимальный отлетный гиперболический избыток скорости уменьшается с 2900 м/с до 2100 м/с, в результате чего начальная масса КА на отлетной траектории, сразу после отделения от РБ, увеличивается до 1801.6 кг, а конечная масса КА возрастает до 1550-1560 кг. Однако, меньший удельный импульс СПД-140Д приводит к увеличению затрат ксенона на перелет в 2 раза (до 242 кг). В результате требуемое моторное время СПД-140Д также оказывается близким к 10000 часов при располагаемом ресурсе двигателя около 5000 часов. Это приводит к необходимости укомплектования МЭРДУ двумя двигательными модулями СПД-140Д, что вместе с увеличением массы заправляемого ксенона приводит к уменьшению резерва массы КА на 50-60 кг.

Вариант КА с ДДУ обеспечивает радиус перигелия 65 RS и наклонение орбиты к плоскости эклиптики около  $17^\circ$  в конце 5-летнего срока активного существования КА (точнее, через 4.8 лет полета) и, таким образом, также проигрывает варианту КА «Интергелио-Зонд» с RIT-22, обеспечивающему достижение радиуса перигелия 63.6-67.3 RS через 1.4-1.5 года и достижение наклонения  $24.6-27.2^\circ$  через 4.5 года полета.

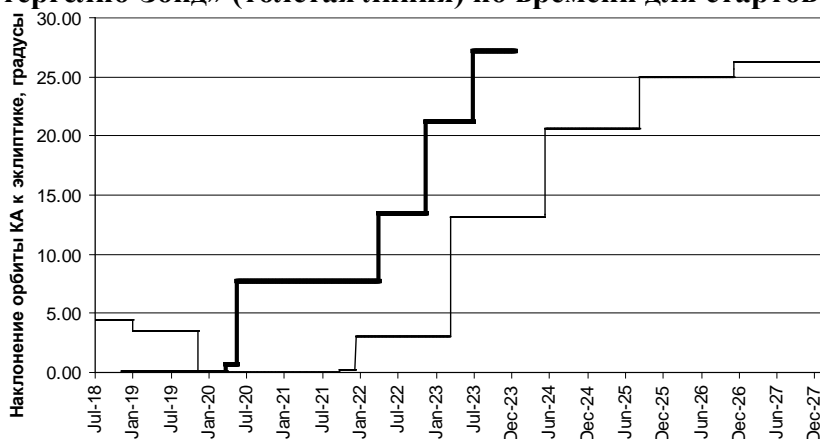
**6. Сравнение основных траекторных параметров КА «Интергелио-Зонд» и Solar Orbiter**

В Европейском космическом агентстве в настоящее время проводятся работы по реализации миссии Solar Orbiter, аналогичной проекту «Интергелио-Зонд». КА Solar Orbiter

использует ДДУ для маневрирования, его проектный срок активного существования в 2 раза больше, чем у КА «Интергелио-Зонд» - 10 лет. На рисунках 5 и 6 приведено сравнение изменения гелиоцентрического удаления и наклона КА Solar Orbiter (тонкая линия) и «Интергелио-Зонд» (толстая линия) по времени для стартового окна 2018 г.



**Рис.5. Сравнение изменения гелиоцентрического удаления КА Solar Orbiter (тонкая линия) и «Интергелио-Зонд» (толстая линия) по времени для стартового окна 2018 г.**



**Рис.6. Сравнение изменения наклона орбиты КА Solar Orbiter (тонкая линия) и «Интергелио-Зонд» (толстая линия) по времени для стартового окна 2018 г.**

Из рисунков 5 и 6 видно, что благодаря использованию МЭРДУ с RIT-22, КА «Интергелио-Зонд» обеспечивает достижение примерно тех же значений радиуса перигелия и наклона орбиты, что и КА Solar Orbiter за меньшее в 2 раза время.

### Выводы

- Вариант КА «Интергелио-Зонд» с МЭРДУ позволяет уменьшить длительность полета до требуемого гелиоцентрического удаления 60-70 RS до 1.5 лет (по сравнению с 4.8 годами при использовании ДДУ).
- Вариант КА «Интергелио-Зонд» с МЭРДУ позволяет увеличить максимальное наклонение орбиты к плоскости эклиптики до 24.6-27.2° длительность полета до



требуемого гелиоцентрического удаления 60-70 RS до 1.5 лет (по сравнению с 17° при использовании ДДУ).

- Вариант КА «Интергелио-Зонд» с МЭРДУ позволяет спроектировать траекторию, удовлетворяющую всем основным ограничениям.
- Продемонстрированный ресурс RIT-22 (10000 часов) достаточен для реализации проекта.
- МЭРДУ с RIT-22 является предпочтительным вариантом маршевой двигательной установки КА «Интергелио-Зонд».

### **Благодарность**

Работа была выполнена в НИИПМЭ МАИ при поддержке Гранта № 11.G34.21.0022. Министерства образования и науки Российской Федерации.

### **Библиографический список**

1. V.Kuznetsov. The Russian InerhelioProbe Mission // Fourth Solar Orbiter Workshop, Telluride, Colorado, USA, March 27-31, 2011. 20 p.
2. V.Kuznetsov (ed.). INTERHELIOPROBE Project. Workshop Proceedings. Tarusa, May, 11-13 2011, 192 p.
3. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/index.html>
4. <http://users.gazinter.net/fakel/products.html>
5. М.Б. Мартынов, В.Г. Петухов. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации // Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина», № 2, 2011, с. 3-11.
6. Лёб Х. В., Петухов В. Г., Попов Г. А. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца. Труды МАИ, 2011, № 42, 22 с.
7. V.G.Petukhov. Homotopic Approach to Low-Thrust Trajectory Optimization: Numerical Technique and Tools // WPP-308, Proceedings of 4<sup>th</sup> International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques, 3-6 May 2010, ESAC, Madrid, Spain, 8 pp.
8. В.Г. Петухов. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // Космические исследования, 50 (2012), № 3, с. 258-270.

### **Сведения об авторах**

КОНСТАНТИНОВ Михаил Сергеевич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н.

МАИ, Волоколамское ш.,4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: 84991584746; e-mail: [mkonst@bk.ru](mailto:mkonst@bk.ru)

ПЕТУХОВ Вячеслав Георгиевич, начальник отдела научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института, к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш.,4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.:84991584095; e-mail: [vgpetukhov@gmail.com](mailto:vgpetukhov@gmail.com)

Хорст Вольфганг ЛЕБ, профессор, доктор, Первый институт физики Гиссенского университета имени Юстуса Либиха.

Justus-Liebig-Universität, I. Physikalisches Institut, Heinrich-Buff-Ring 16, 35392 Gießen