

**ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ
КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ
И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД»**

И. В. Платов^{1*}, А. В. Симонов¹, М. С. Константинов²

¹Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина
Российская Федерация, 141400, г. Химки Московской области, ул. Ленинградская, 24
²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4

*E-mail: aia@laspace.ru

Статья посвящена особенностям разработки перспективного российского космического аппарата (КА) «Интергелио-Зонд», на котором в качестве маршевой используется электроракетная двигательная установка (ЭРДУ). Он должен исследовать околосолнечное пространство с близких расстояний (60–70 радиусов Солнца) и внеэллиптических наклонений. Проект должен быть разработан, исходя из запуска космического аппарата с космодрома Байконур при помощи ракеты-носителя «Союз-2» и разгонного блока «Фрегат». При разработке схемы полёта предполагается, что через 5 лет аппарат должен выйти на орбиту с максимальным наклонением. Его траектория формируется с помощью гравитационных маневров у Земли и Венеры. Задачей первого этапа схемы полёта является максимизация асимптотической скорости подлёта к Венере. Он условно назван эллиптическим, так как траектория КА располагается практически в плоскости эклиптики. На втором, «внеэллиптическом», этапе наклонение орбиты увеличивается за счёт гравманевров у Венеры, причём для осуществления последующей встречи орбита космического аппарата должна быть в так называемом резонансе с орбитой Венеры, т. е. периоды их орбит должны относиться как целочисленные дроби вида 1/1, 2/3, 3/4 и т. д. Для минимизации длительности формирования рабочей орбиты необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка.

Рассмотрены три варианта оснащения КА «Интергелио-Зонд» двигательными установками (ДУ): один вариант с «химической» ДУ и два варианта с ЭРДУ на базе RIT-22 и СПД-140Д. Приведены описания этих вариантов конструкции. В соответствии с ними разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с требуемыми параметрами. Представлены основные характеристики траекторий.

Комбинированная ДУ позволяет реализовать разработанную траекторию и при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры, осуществляя коррекцию, ориентацию и стабилизацию на однокомпонентной ДУ. Представленная схема комбинированной ДУ с применением двигателей производства ОКБ «Факел» позволяет достичь заданных параметров орбиты вокруг Солнца и провести комплекс экспериментов в течение заданного срока активного существования КА «Интергелио-Зонд».

Ключевые слова: космический аппарат, электроракетная двигательная установка, схема полёта, межпланетный перелет, Солнце.

Vestnik SibGAU
Vol. 16, No. 1, P. 198–206

**FEATURES OF DEVELOPMENT OF THE COMBINED IMPELLENT INSTALLATION
AND THE CIRCUIT OF FLIGHT OF THE SPACECRAFT «INTERGELIO-PROBE»**

I. V. Platov^{1*}, A. V. Simonov¹, M. S. Konstantinov²

¹Research and manufacturing association named after S. A. Lavochkin
24, Leningradskaya Str., Khimki, Moscow region, 141400, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute
4, Volokolamskoye Av., Moscow, 125993, Russian Federation

*E-mail: aia@laspace.ru

The article concerns the peculiarities of development of the prospective Russian spacecraft (SC) “Intergelio probe”, with using electric propulsion system as a sustainer. It should explore space around the Sun at close range (60–70 solar radii) and nonecliptic inclinations. The project has to be developed, based on the launch of the spacecraft from the Baikonur Cosmodrome with using “Soyuz-2” launcher and the “Fregat” upper stage. In developing the scheme

of flight is assumed that after 5 years the SC has to be injected into orbit with a maximum inclination. Its trajectory is generated using gravity assist from Earth and Venus. The objective of the first phase of the scheme is to maximize flight asymptotic rate approaching the Venus. It is conventionally called “ecliptic”, as the spacecraft trajectory is almost in the plane of the ecliptic. On the second, “nonecliptic”, stage orbital inclination increased due gravity assists at Venus, and for the next meeting the orbit of the spacecraft have to be in the so-called “resonance” with the orbit of Venus, i. e. periods of their orbits must be treated as an integer fraction of the form $1/1$, $2/3$, $3/4$, etc. To minimize the formation of the duration of flight it is necessary to use the orbital resonances of small order.

The article discusses three versions of equipment SC “Intergelio-Probe” propulsion: one version with “chemical” engine and the two variants with EPS-based RIT-22 and SPD-140D. In the article the descriptions of these design options is showed. In accordance with these variants flight schemes were developed, allowing the spacecraft to deliver during the active existence of a heliocentric orbit with the required parameters. It is specified the main characteristics of the trajectories.

The combined propulsion allows realizing designed trajectory, while providing a full-time operation of science equipment, carrying out correction of orientation and stabilization in the single-component control. This scheme with application of propulsion engine, manufactured by Design Bureau “Fakel”, allows reaching the required parameters of the orbit around the Sun and conducting complex experiments for a specified period of active existence of the SC “Intergelio-Probe”.

Keywords: spacecraft, electric propulsion system, flight scheme, interplanetary transfer, Sun.

1. Введение

В физике Солнца и солнечно-земной физике остаётся нерешённым целый ряд проблем, таких как нагрев солнечной короны и ускорение солнечного ветра, триггерные механизмы наиболее мощных проявлений солнечной активности – вспышек и выбросов массы, механизмы генерации и распространения энергичных частиц на Солнце и в гелиосфере, механизм солнечного динамо и 11-летнего солнечного цикла и др. Все эти и многие другие нерешённые вопросы гелиофизики представляют общий астрофизический интерес, так как аналогичные процессы проходят на далёких звёздах, а их детальное изучение возможно только на ближайшей к нам звезде – Солнце. Практический интерес изучаемых проблем связан с воздействием Солнца на Землю и влиянием факторов космической погоды на различные сферы человеческой деятельности на Земле и в космосе.

Действующие солнечные космические миссии (SOHO, STEREO, SDO, Hinode и др.) и миссии прошлых лет (Yohkoh, КОРОНАС-Ф и др.) много дали для понимания того, как устроено Солнце и как оно работает, а также для изучения солнечно-земных связей. Дальнейшее продвижение в изучении происходящих на Солнце и в гелиосфере явлений и процессов связано с новыми наблюдениями и измерениями, способными дать необходимые данные для изучения. Дистанционные наблюдения Солнца с близких расстояний с высоким пространственным разрешением наряду с локальными измерениями вблизи Солнца, а также внеэллиптические наблюдения и измерения являются следующим шагом в стремлении узнать больше о Солнце и околосолнечном пространстве.

При реализации проекта «Интергелио-Зонд» предполагается, что космический аппарат (КА) сблизится с Солнцем до расстояний в 60–70 солнечных радиусов и будет постепенно наклонять плоскость своей орбиты к плоскости эклиптики, что позволит реализовать новые наблюдения и измерения, необходимые для решения научных задач и достижения основных целей миссии [1].

Проект должен быть разработан, исходя из запуска КА с Байконура с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» [2–5]. Срок активного существования аппарата должен превышать 5 лет.

2. Варианты конструкции КА

Для реализации поставленных задач в рамках эскизного проектирования были разработаны варианты исполнения космических аппаратов, представленные на рис. 1.

Вариант КА с двигательной установкой (ДУ) на двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) производства НИИМаш (г. Н. Салда) предполагал максимальное использование задела по ДУ перелётного модуля проектов «Фобос–Грунт» и «Луна–Глоб» [6; 7].

Конструкция ДУ на ЖРД выполнена виде моноблока, основой которого является блок баков, представляющий собой сварную конструкцию из четырёх сферических топливных баков с цилиндрическими проставками между ними, элементами для установки панелей заправки и агрегатов, ложементами крепления двух баллонов высокого давления объемом $25 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$ (25 л). Топливные баки имеют объём внутренней полости $(0,252 \pm 0,002) \text{ м}^3$ ($(252 \pm 2) \text{ л}$) каждый: два бака – для хранения горючего – несимметричного диметилгидразина и два бака – для окислителя – амилина.

На каждом баке крепятся: клапан магистральный, клапаны проверочные, дискретный сигнализатор уровня, пироклапан, фильтр, датчик давления, температурные датчики, электронагреватель с тремя управляющими термодатчиками. Каждый бак имеет два установочных кронштейна, с помощью которых он крепится к восьмиугольному каркасу.

К цилиндрическим проставкам блока баков приварены кронштейны для крепления панелей блоков клапанов, штанг блоков двигателей малой тяги и ферм блоков двигателей коррекции.

Блоки двигателей малой тяги устанавливаются на четырёх одинаковых штангах, выполненных из АМг6. На каждом кронштейне устанавливается по три двигателя малой тяги: два двигателя стабилизации 1Д58ЭФ и один двигатель 1Д457Ф.

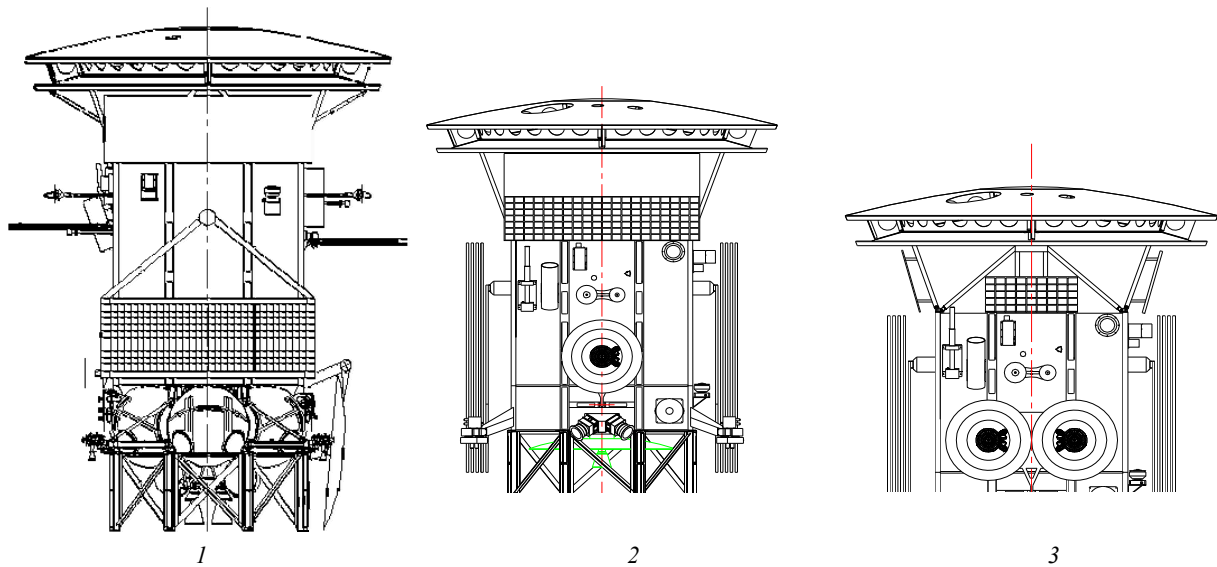


Рис. 1. Варианты исполнения КА: 1 – двигательная установка на жидкостных ракетных двигателях; 2 – электроракетная двигательная установка на основе RIT-22; 3 – электроракетная двигательная установка на основе СПД-140Д

Блок двигателей коррекции представляет собой сборку из четырёх двигателей 11Д458Ф на круговой плите, которая крепится к остальной конструкции фермой из углепластика. Отвод тепла от работающих двигателей осуществляется тепловым аккумулятором с последующим сбросом через тепловую трубу на радиатор, закреплённый с помощью кронштейна на плите двигательного блока коррекции.

Монтаж топливных и газовых магистралей выполнен по внешней поверхности баков и элементов конструкции ДУ.

В соответствии с тактико-техническими требованиями необходимо было рассмотреть применение вариантов электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на основе стационарного плазменного двигателя СПД-140Д разработки ОКБ «Факел» [8; 9] и высокочастотного ионного двигателя RIT-22 разработки фирмы Astrium концерна EADS [10; 11].

Несущей конструкцией для монтажа ДУ на КА служит корпус в форме параллелепипеда в виде жёсткой рамы, обшитой сотовыми панелями.

Конструктивно ЭРДУ состоит из блока хранения ксенона (БХК) и электроракетного двигательного модуля (ЭРДМ) [12]. БХК включает в себя два композитных бака для хранения рабочего тела, расположенных в нижней части параллелепипеда. Баки имеют цилиндрическую форму и крепятся к несущей конструкции кронштейнами. В качестве рабочего тела используется ксенон высокой чистоты.

В двигательном отсеке аппарата располагаются блоки клапанов, соединяющих ЭРДМ с БХК ЭРДУ, и блоки подачи ксенона. Двигательные блоки расположены на боковых стенках аппарата, свободных от приводов солнечных батарей.

Состояние параметров работоспособности ДУ оценивается при помощи датчиков температуры и давления. Блоки соединены в соответствии с КД кабелями и трубопроводами.

Коррекцию КА предполагается осуществлять при помощи четырёх стационарных плазменных двигателей СПД-140Д или двух высокочастотных ионных двигателей RIT-22. При этом работа ЭРДУ в маршевом режиме предусматривает одновременную работу пары двигателей СПД-140Д или одного RIT-22.

ЭРДМ на основе СПД-140Д включает в себя четыре двигателя с модулями газораспределения и механизм ориентации двигателя, который позволяет менять и корректировать вектор тяги двигателя.

ЭРДУ, независимо от исполнения, будет обеспечивать маршевый режим перемещения КА. Предусматривается также наличие однокомпонентной ДУ системы ориентации и стабилизации (СОиС), которая позволяет осуществлять ориентацию и стабилизацию, а также коррекцию КА. Выбранная конструктивная схема имеет в качестве прототипа схему, представленную для ДУ «Навигатор», так как они близки по динамическим условиям и расходным характеристикам топливных систем. В состав ДУ входят следующие системы:

- система хранения и подачи газа наддува;
- система хранения и подачи рабочего тела (гидразин) к реактивным двигателям;
- двигатели коррекции;
- двигатели стабилизации;
- датчики давления и температуры (телеметрические и управляющие);
- элементы конструкции (кронштейны, трубопроводы и т. д.).

Двигатели коррекции и стабилизации задублированы. В каждом двигательном блоке имеется основной двигатель и резервный, который находится в «холодном» резерве, если работает основной двигатель, и наоборот. Блоки сгруппированы на четырёх кронштейнах, установленных на рёбрах прямоугольного отсека ДУ: два двигателя стабилизации К50-10.1

и один двигатель ТК5000М на каждом кронштейне. Данные двигатели, как и СПД-140Д, производства ОКБ «Факел».

Таким образом, речь идёт о создании комбинированной ДУ, которая в маршевом режиме реализует возможности ЭРДУ, при этом ориентацию, стабилизацию и разгрузку двигателей-маховиков, а также коррекции КА при работе комплекса целевой аппаратуры осуществляет ДУ СОиС.

3. Схемы полёта

Основная задача синтеза схемы полёта – определить гелиоцентрическую траекторию КА, минимальный радиус перигелия которой должен находиться на расстоянии 60–70 радиусов Солнца и должен быть достигнут за время, не превышающее проектный срок активного существования КА. Ниже представлены варианты траектории при старте с Земли в 2016–2017 гг.

Гелиоцентрическая траектория формируется ДУ КА и гравитационными манёврами (ГМ) у планет земной группы. Наклонение орбиты КА к плоскости эклиптики увеличивается за счёт последовательно совершаемых облётов Венеры. Для этого аппарат выводится на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся в орбитальном резонансе m/k с Венерой. На такой орбите КА совершает k оборотов вокруг Солнца за время, которое нужно Венере, чтобы совершить m оборотов вокруг Солнца (орбитальный период Венеры примерно равен 224,7 суток). Для минимизации длительности формирования рабочей орбиты необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка. В процессе перелёта отдельные гравитационные манёвры могут использоваться для перевода КА из одного резонанса в другой с целью управления радиусом перигелия и наклоном орбиты КА [13; 14].

Схема полёта КА с ЖРДУ. Был рассмотрен вариант со следующей последовательностью гравитационных манёвров у планет: Венера–Земля–Земля–Венера–Венера–Венера. Первый участок гелиоцентрической траектории, включающий первый ГМ у Венеры и оба ГМ у Земли, предназначен для увеличения асимптотической скорости последующего подлёта к Венере. На втором участке КА встречается только с Венерой, постепенно уменьшая радиус перигелия до заданной значения и увеличивая наклонение до максимально возможного за время активного существования.

Основные характеристики этого варианта схемы полёта представлены в табл. 1, где используются следующие обозначения:

- ΔT – длительность этапа полёта КА, сутки;
- T – период орбиты КА, сутки;
- ΔV – характеристическая скорость манёвра, км/с;
- V^- – подлётная асимптотическая скорость, км/с;

γ – угол поворота гелиоцентрической скорости КА при ГМ, градусы;

r_π – радиус перицентра планетоцентрической орбиты при ГМ, км;

V^+ – отлётная асимптотическая скорость, км/с;

R_π – радиус перигелия сформированной орбиты КА, радиусы Солнца;

i – наклонение сформированной орбиты КА, градусы;

$N_\Pi / N_{КА}$ – отношение периода орбиты облетаемой планеты (Земли или Венеры) к сформированному периоду орбиты КА.

Траектория гелиоцентрического участка полёта представлена на рис. 2.

Схема полёта КА с РИТ-22. Схема полёта включает в себя участок выведения на отлётную траекторию с помощью РН «Союз-2» и РБ «Фрегат», отделение КА и дальнейший перелёт по гелиоцентрической траектории с использованием ЭРДУ и последовательности гравитационных манёвров у Земли и Венеры [15]. Первый гравитационный манёвр осуществляется у Земли, в результате чего КА переводится на быструю траекторию перелёта к Венере с временем перелёта 53,5 суток. Второй гравитационный манёвр обеспечивает перевод КА на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся в орбитальном резонансе 4:3 с Венерой (за 4 оборота КА вокруг Солнца Венера совершает 3 оборота). После этого гравитационного манёвра обеспечивается требуемый радиус перигелия в диапазоне 60–70 RS. Перед следующим гравитационным манёвром у Венеры КА совершает 4 пролета перигелия. Дальнейшие гравитационные манёвры производятся у Венеры и используются для увеличения наклона гелиоцентрической орбиты КА, при этом радиус перигелия повышается до 88–114 RS. В результате третьего гравитационного манёвра КА переводится на гелиоцентрическую орбиту с периодом, равным орбитальному периоду Венеры. Четвёртый гравитационный манёвр сохраняет период орбиты КА, а после пятого гравитационного манёвра, который имеет место примерно через 4,5 года после старта, КА переводится на нерезонансную орбиту с максимальным наклоном (24,6°–27,1°). Основные характеристики траектории представлены в табл. 2. Обозначения в ней аналогичны табл. 1.

ЭРДУ используется только на начальном гелиоцентрическом участке перелёта Земля–Земля для обеспечения условий выполнения первого гравитационного манёвра у Земли, включающих в себя увеличение подлётного гиперболического избытка скорости до более чем 8 км/с и обеспечение необходимого направления вектора подлётной скорости КА.

Таблица 1

Характеристики этапов полёта КА с ЖРДУ

Этап	Дата	ΔT	ΔV	V^-	γ	r_π	V^+	R_π	i	$N_\Pi / N_{КА}$
Старт	03.01.2017	112,0	3,663	–	–	–	3,132	–	–	–
ГМ1	25.04.2017	261,2	0,082	5,062	83,9	7179	4,697	154,8	1,5	–
ГМ2	11.01.2018	365,5	0	7,802	61,4	6571	7,802	194,8	13,8	1/1
ГМ3	12.01.2019	134,0	0,052	7,802	60,0	6753	7,633	106,3	3,1	–
ГМ4	26.05.2019	224,7	0	12,733	27,1	7180	12,733	109,3	10,6	1/1
ГМ5	05.01.2020	674,1	0	12,733	27,1	7180	12,733	90,6	16,3	3/4
ГМ6	09.11.2021	–	0	12,733	27,1	7180	12,733	65,0	17,0	3/5

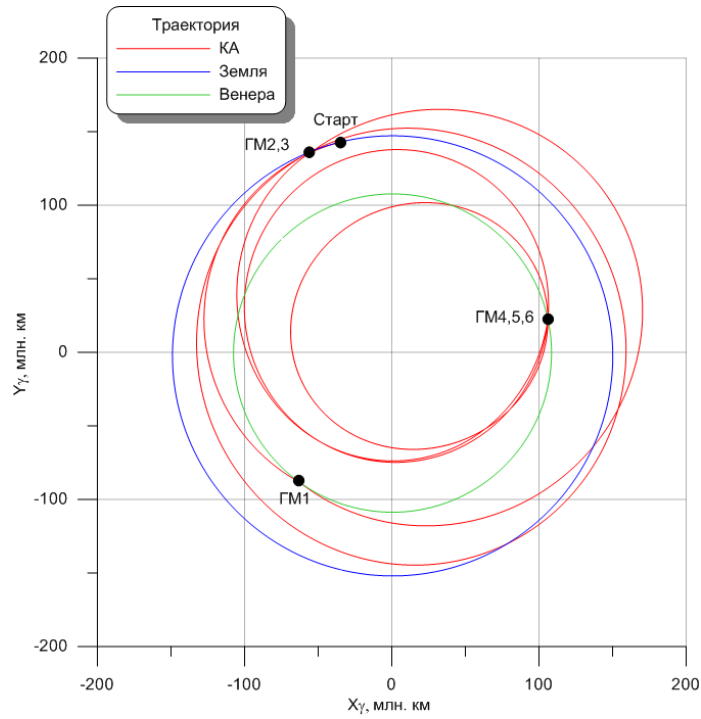


Рис. 2. Гелиоцентрическая траектория КА с ЖРДУ

Таблица 2

Основные характеристики траектории КА с РИТ-22

Этап	Дата	ΔT	T	R_{π}	i	$N_{\Pi} / N_{КА}$
Старт	01.05.2017	485	—	—	0,12	—
ГМ1	29.08.2018	53,5	149,8	81,547	4,01	—
ГМ2	22.10.2018	674,1	168,5	67,288	10,26	4/3
ГМ3	26.08.2020	224,7	224,7	97,419	14,97	1/1
ГМ4	08.04.2021	224,7	224,7	113,858	20,80	1/1
ГМ5	19.11.2021	—	189,4	112,126	24,65	—

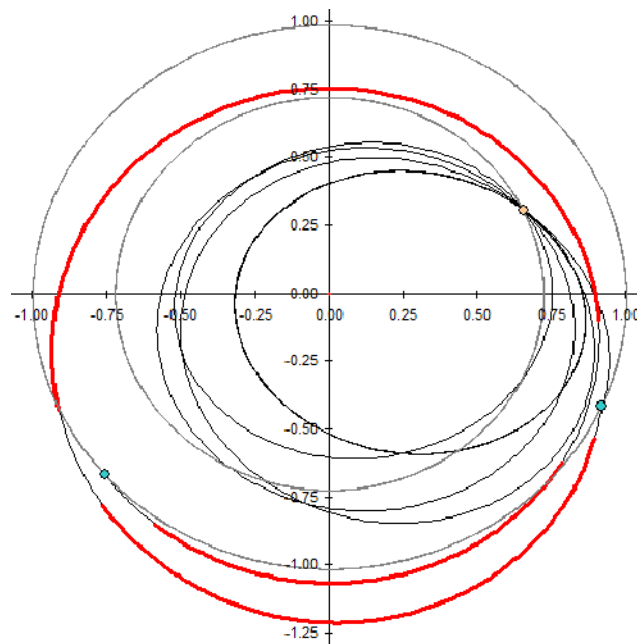


Рис. 3. Гелиоцентрическая траектория КА с РИТ-22

Величина отлёта от Земли гиперболического избытка скорости выбрана равной 2900 м/с, при этом масса КА на отлётной траектории после отделения равна 1646,5 кг.

На рис. 3 приведена проекция гелиоцентрической траектории КА, оснащенного ЭРДУ с РИТ-22, на плоскость XU гелиоцентрической эклиптической системы координат. Толстой линией обозначены участки работы ЭРДУ.

Схема полёта КА с СПД-140Д. Как и в случае применения РИТ-22, ЭРДУ с СПД-40Д используется только на участке перелёта Земля–Земля. Использование ЭРДУ после гравитационного манёвра у Земли для формирования траектории КА не предполагается, хотя она может использоваться на последующих участках для дублирования функций ДУ СОИС в части проведения коррекций траектории.

Отлёт с Земли предполагается выполнить 9 июля 2017 года. КА должен быть выведен на гелиоцентрическую орбиту с асимптотической скоростью 1116 м/с. При этом масса КА после отделения от РБ «Фрегат» равна 2141 кг.

На траектории есть три активных участка (обеспечиваемые электроракетным двигателем) и два пассивных участка. Длительность активных участков равна 33, 98 и 166 суток. Длительность пассивных участков составляет 75 и 44 суток. Полученная траектория обеспечивает попадание в окрестность Земли с нужным вектором гиперболического избытка скорости. Его модуль равен 9143 м/с. Суммарное время работы ЭРДУ на перелёте составляет 297,8 суток. За это время тратится 349,8 кг ксенона. Таким образом, конечная масса КА равна 1791 кг.

Весь последующий маршрут реализуется за счёт использования трёх гравитационных манёвров у Венеры. Первые два из них обеспечивают перевод КА на резонансные с Венерой орбиты. Порядок резонанса выбран 2:3. Это значит, что после первого и второго гравитационных манёвров у Венеры гелиоцентрическая орбита КА имеет период, равный 2/3 периода орбиты Венеры. Это позволяет вывести КА на такие гелиоцентрические орбиты, чтобы после осуществления трёх оборотов вокруг Солнца (за время 449,4 суток) КА опять встречался с Венерой. Таким образом, до последнего (третьего) гравитационного манёвра у Венеры КА сделает 6 витков относительно Солнца, шесть раз будет проходить перигелий орбиты (его радиус находится в диапазоне 50–56 радиусов Солнца), наблюдая Солнце с достаточно малого расстояния.

Последний (третий) гравитационный манёвр у Венеры позволяет перейти КА на гелиоцентрическую орбиту с относительно большим наклоном (более 20 градусов). Период обращения на этой орбите равен 149 суток. Предполагается, что на такой орбите КА может проводить исследования как минимум на трёх витках (в течение почти 450 суток). С учётом времени полёта по маршруту Земля–Земля–Венера полное время полёта КА равно примерно пяти годам. За это время КА 9 раз проходит область перигелия орбиты и находится на удалении от Солнца, равном 50–65 радиусов Солнца.

Основные характеристики траектории представлены в табл. 3. Обозначения в ней аналогичны табл. 1.

Вариант ЭРДУ и схема полёта, принятые для рабочего проектирования. По результатам эскизного проекта принято решение о создании на последующих этапах разработки КА «Интергелио-Зонд» ДУ в комбинированном виде с применением двигателей производства ОКБ «Факел». При этом количество двигательных блоков с СПД-140Д сократилось до двух и предполагается одновременная работа только одного двигателя. Также была пересчитана схема полёта на новую дату старта с учётом корректировки Федеральной космической программы России. Была изменена последовательность орбитальных резонансов с Венерой для достижения большего наклона к плоскости эклиптики.

Отлёт с Земли предполагается выполнить 18 апреля 2022 года. КА должен быть выведен на гелиоцентрическую орбиту с асимптотической скоростью 1950 м/с. При этом масса КА после отделения от РБ «Фрегат» равна 1827 кг.

На рис. 4 показана проекция траектории Земля – Земля – Венера на плоскость эклиптики. Активные участки траектории КА выделены жирными линиями, стрелками обозначено направление тяги ЭРДУ. Пассивные участки показаны тонкими линиями. Точками обозначены орбиты Земли и Венеры.

Видно, что три небольших пассивных участка разделены двумя значительными по длительности активными участками. Первый пассивный участок имеет продолжительность 70,67 суток. Первый активный участок следует за пассивным участком и продолжается до 245,29 суток полёта. Второй пассивный участок имеет продолжительность 26,70 суток. Второй активный участок продолжается 135,11 суток. Последний пассивный участок продолжается 21,74 суток. Суммарное время работы ЭРДУ на перелёте оказывается равным 309,74 суток (7434 ч).

Таблица 3

Основные характеристики траектории КА с СПД-140Д этапа эскизного проектирования

Этап	Дата	ΔT	T	R_{π}	i	$N_{\Pi} / N_{КА}$
Старт	09.07.2017	417,2	–	–	0,01	–
ГМ1	30.08.2018	49,5	–	–	4,01	–
ГМ2	19.10.2018	449,396	149,799	50,548	4,89	2/3
ГМ3	11.01.2020	449,396	149,799	55,792	14,45	2/3
ГМ4	05.04.2021	–	149,413	64,629	22,07	–

Эллиптическая фаза полёта КА предназначена для формирования гелиоцентрической траектории с достаточно малым радиусом перигелия (60–70 радиусов Солнца) и для осуществления одного или нескольких пролётов КА на таком удалении от Солнца. Такая рабочая орбита реализуется после первого гравитационного манёвра у Венеры. Последующие гравитационные манёвры у Венеры выполняются так, чтобы обеспечить увеличение наклона рабочих гелиоцентрических орбит. Наклонение во внеэллиптической фазе увеличивается исключительно за счёт последовательно совершаемых гравитационных манёвров у Венеры. В номинальном случае ДУ СОиС на этой фазе используется только для коррекции траектории и, при необходимости, для решения задач управления ориентацией (разгрузки кинетического момента управляющих маховиков).

Рассматривается возможность использования орбитальных резонансов 1:1 и 4:3 орбит КА и Венеры. Гравитационные манёвры используются для перевода КА из одного резонанса в другой с целью изменения радиуса перигелия и наклона. В результате последнего гравитационного манёвра у Венеры, аппарат переводится на нерезонансную гелиоцентрическую орбиту с максимально возможным наклоном.

На рис. 5 показана проекция на плоскость эклиптики системы исследуемых рабочих орбит. Положение Солнца отмечено кружком. Положение Венеры в моменты гравитационных манёвров у неё отмечено треугольником. Орбита Венеры показана точками. Первая рабочая орбита показана пунктирной линией.

У этой орбиты самый маленький радиус перигелия (она ближе всего расположена к Солнцу). Вторая рабочая орбита показана штрихпунктирной тонкой линией. Третья рабочая орбита показана сплошной линией. Четвёртая рабочая орбита показана жирной пунктирной линией. Наконец, пятая рабочая орбита показана штрихпунктирной жирной линией.

Основные характеристики траектории представлены в табл. 4. Обозначения в ней аналогичны табл. 1.

Заключение

1. В статье рассмотрены три варианта оснащения КА проекта «Интергелио-Зонд» двигательными установками: один вариант с «химической» ДУ и два варианта с ЭРДУ на базе РИТ-22 и СПД-140Д. Приведены описания вариантов конструкции.

2. Для этих вариантов разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–70 радиусов Солнца и наклоном 25–30 градусов к плоскости эклиптики. Представлены основные характеристики траекторий.

3. Комбинированная ДУ позволяет достичь заданного угла наклона, при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры, осуществляя коррекцию, ориентацию и стабилизацию на однокомпонентной ДУ.

4. Представленная схема комбинированной ДУ с применением двигателей производства ОКБ «Факел» позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и провести комплекс экспериментов в течение заданного срока активного существования КА «Интергелио-Зонд».

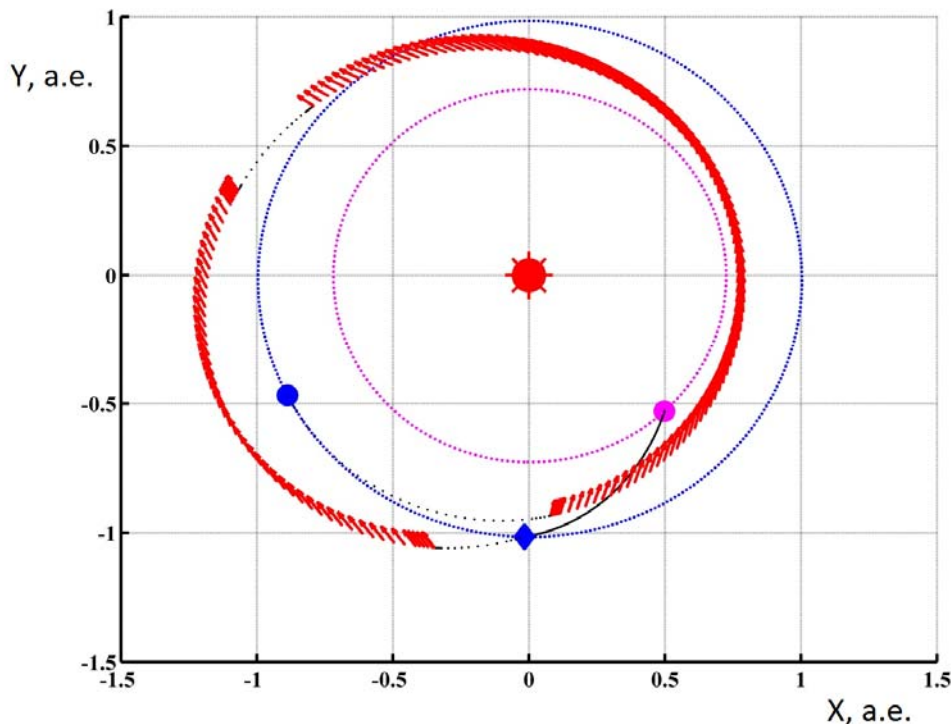


Рис. 4. Проекция траектории гелиоцентрического перелёта Земля–Земля–Венера на плоскость эклиптики

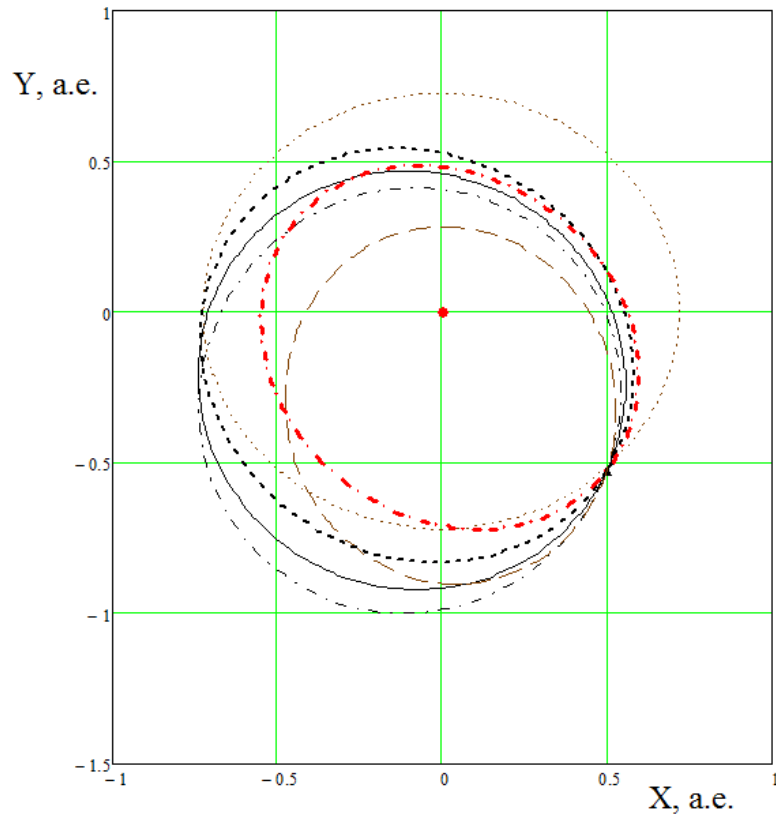


Рис. 5. Проекция на плоскость эклиптики системы пяти рабочих орбит

Таблица 4

Основные характеристики траектории КА с СПД-140Д этапа рабочего проектирования

Этап	Дата	ΔT	T	R_{π}	i	$N_{\Pi} / N_{КА}$
Старт	18.04.2022	428,8	–	–	0,05	–
ГМ1	21.06.2023	49,1	–	–	4,57	–
ГМ2	09.08.2023	674,094	224,697	83,660	12,24	1/1
ГМ3	13.06.2025	449,396	168,523	66,400	17,75	4/3
ГМ4	05.09.2026	224,698	224,697	96,710	21,43	1/1
ГМ5	18.04.2027	224,698	224,697	112,995	26,79	1/1
ГМ6	29.11.2027	–	189,255	110,197	30,53	–

Библиографические ссылки

1. Кузнецов В. Д. Научные задачи проекта «Интергелиозонд» // Проект Интергелиозонд. Труды рабочего совещания. М., 2012. С. 5–14.
 2. Асюшкин В. А., Викуленков В. П., Ишин С. В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3–9.
 3. Баллистическое обеспечение разработки и полетов межорбитального космического буксира «Фрегат» / И. М. Морской [и др.] // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 10–15.
 4. Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат» / В. В. Морозов [и др.] // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 16–25.
 5. Александров Л. Г., Кузьмин О. А., Макаров В. П. Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «Фре-

гат» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 47–49.
 6. Ефанов В. В., Мартынов М. Б., Пичхадзе К. М. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4–14.
 7. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций / Г. М. Полищук [и др.] // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3–7.
 8. Modern State and Problems of the Russian Electric Propulsion Development for the Future Missions / V. P. Kim [et al.] // 60th International Astronautical Congress. October 12–16, 2009, Dajeon, Korea.
 9. Продукция ОКБ «Факел». Направление СПД // Официальный сайт ФГУП ОКБ «Факел» [Электронный ресурс]. Дата обновления 25.06.2014. URL: <http://www.fakel-russia/com/products.html> (дата обращения: 15.12.2014).
 10. RIT-22 Ion Engine Development-Endurance Test and Life Prediction / H. Leiter [et al.] // 42nd Joint

Propulsion Conference (July 9–12, 2006. Sacramento, California).

11. EADS Astrium Space Ion Propulsion Systems // Официальный сайт EADS Astrium [Электронный ресурс]. Дата обновления 09.12.2014. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/index.html> (дата обращения: 15.12.2014).

12. Мартынов М. Б., Петухов В. Г. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 3–11.

13. Лёб Х. В., Петухов В. Г., Попов Г. А. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца // Труды МАИ : электрон. журнал. 2011. № 42. 22 с.

14. Петухов В. Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 3. С. 258–270.

15. Константинов М. С., Петухов В. Г., Лёб Х. В. Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «Интергелио-Зонд» // Труды МАИ : электрон. журнал. 2012. № 60. 16 с.

References

1. Kuznetsov V. D. *Nauchnye zadachi proekta "Intergeliozond"*. *Proekt Intergeliozond. Trudy rabochego soveshaniya*. [Science goals of the project "Interhelio-Probe" Interhelioprobe Project. Workshop Proceedings]. Moscow, 2012, p. 5–14.

2. Asyushkin V. A., Vikulenkov V. P., Ishin S. V. [Outcome of development and operation initial phases of versatile space tugs of "Fregat"]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*, 2014, no. 1, p. 3–9 (In Russ.).

3. Morskoy I. M., Simonov A. V., Lyaskovskaya V. I., Ezhov A. S. [Ballistic support of development and flight of "Fregat" versatile space tug]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2014, no. 1, p. 10–15 (In Russ.).

4. Morozov V. V., Trunov Yu. V., Komissarov A. I. et al. [Control system of "Fregat" versatile space tug]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*, 2014, no. 1, p. 16–25 (In Russ.).

5. Aleksandrov L. G., Kuzmin O. A., Makarov V. P. [Propulsion system of reaction control system of "Fregat"

upper stage]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*, 2014, no. 1, p. 47–49 (In Russ.).

6. Efanov V. V., Matrynov M. B., Pichkhadze K. M. [Space robots for science researches]. *Nauka v Rossii*. 2012, no. 2, p. 4–14 (In Russ.).

7. Polishchuk G. M., Pichkhadze K. M., Efanov V. V., Martynov M. B. [Space modules of «Phobos-Grunt» space complex for next-generation interplanetary stations]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2009, no. 2, p. 3–7 (In Russ.).

8. Kim V. P. et al. Modern State and Problems of the Russian Electric Propulsion Development for the Future Missions. *60th International Astronautical Congress*. Dajeon, Korea, October 12–16, 2009.

9. *Produkcija OKB "Fakel". Napravleniye SPD*. [Production of FSUE EBD "Fakel". SPD division]. Available at: <http://www.fakel-russia.com/products.html> (accessed 15.12.2014).

10. Leiter H. et al. RIT-22 Ion Engine Development-Endurance Test and Life Prediction. *42nd Joint Propulsion Conference*. Sacramento, California, July 9–12, 2006.

11. EADS Astrium Space Ion Propulsion Systems. Available at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/index.html> (accessed 15.12.2014).

12. Martynov M. B., Petukhov V. G. [Concept of electric propulsion applications in scientific space projects: advantages and special features, examples of implementation]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2011, no. 2, p. 3–11 (In Russ.).

13. Loeb H. W., Petukhov V. G., Popov G. A. [Heliocentric trajectory of the spacecraft with ion engines for the study of the Sun]. *Trudy MAI*. 2011, no. 42 (In Russ.). Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24275> (accessed 17.12.2014).

14. Petukhov V. G. [Continuation method for the optimization of interplanetary trajectories with low thrust]. *Kosmicheskie issledovania*. 2012, vol. 50, no. 3, p. 258–270 (In Russ.).

15. Konstantinov M. S., Petukhov V. G., Loeb H. W. [Application of RIT-22 Thruster for InterhelioProbe Mission]. *Trudy MAI*. 2012, no. 60 (In Russ.). Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35372> (accessed 17.12.2014).