

Для цитирования: Платов И. В., Симонов А. В. Разработка двигательной установки на базе двигателей малой тяги и схемы полёта космических аппаратов к центру Солнечной системы // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 517–525. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525

For citation: Platov I. V., Simonov A. V. [Design of a low thrust propulsion system and the trajectories of spacecraft to the centre of the Solar system]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 517–525 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525

РАЗРАБОТКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К ЦЕНТРУ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

И. В. Платов*, А. В. Симонов

АО «НПО им. С. А. Лавочкина»

Российская Федерация, 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, 24

* E-mail: aia@laspace.ru

Рассмотрены особенности разработки траекторий полёта к центру Солнечной системы двух перспективных российских космических аппаратов. Научной целью проекта является исследование окосмосолнечного пространства с близких расстояний (60–80 радиусов Солнца) и внеэклиптических наклонений. В рамках предварительного проекта руководством принято решение о создании двух космических аппаратов (КА), где в качестве маршевой предлагается вариант с химической двигательной установкой на базе двигателей малой тяги. В связи со значительным увеличением начальной массы КА необходимо использовать средства выведения более тяжёлого класса. Поэтому в настоящий момент дополнительно рассматриваются варианты выведения с помощью ракет-носителей «Ангара-А5» и «Союз-5» («Сумкар») с разгонными блоками «ДМ» и «Фрегат-СБУ» с космодромов Восточный и Байконур соответственно. Срок активного существования аппаратов должен превышать семь лет, за который должно быть достигнуто наклонение более 25°.

Приведено описание дополнительного варианта двигательной установки с применением в составе двухкомпонентных двигателей производства НИИМаш (г. Нижняя Салда) и указаны основные характеристики схем полёта двух КА. Разработанная схема полёта первого КА предполагает старт в августе 2026 года. Сближение с Солнцем на минимальное расстояние 61,5 радиуса Солнца происходит через 6 лет после старта. После последнего, восьмого, гравитационного манёвра через 8,3 года после старта КА достигает гелиоцентрической широты 33,1°. Траектория второго КА предполагает старт в апреле 2028 года. Он также через 6 лет после старта сближается с Солнцем до примерно такого же расстояния – 63,0 радиуса Солнца. Последующими гравманёврами у Венеры аппарат достигает гелиоцентрической широты 29,1°.

Представленный проектный облик химической двигательной установки с применением двигателей малой тяги позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования двух КА.

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

DESIGN OF A LOW THRUST PROPULSION SYSTEM AND THE TRAJECTORIES OF SPACECRAFT TO THE CENTRE OF THE SOLAR SYSTEM

I. V. Platov*, A. V. Simonov

Lavochkin Association

24, Leningradskaya Str., Khimki, Moscow region, 141400, Russian Federation

* E-mail: aia@laspace.ru

The article is devoted to the peculiarities of the flight trajectories design to the centre of the Solar system for two perspective Russian spacecrafts. A scientific goal of the project is to study the near-solar space from close distances (60–80 solar radii) and non-ecliptic inclinations. As part of the draft project, management decided to create two spacecrafts (SC), where an option with a “chemical” propulsion system based on low-thrust engines is offered as a march. In connection with a significant increase in the initial mass of the spacecraft, it is necessary to use means of deducing a heavier class. Therefore, now options are being considered for launching at “Angara-A5” and “Soyuz-5” (“Sumkar”) with “DM” and “Fregat-SBU” upper stages from the Vostochny and Baikonur launch sites. The active life of the SC should exceed seven years, for which an inclination of more than 25 ° must be achieved.

The article describes the additional version of the propulsion system with the use of two-component engines, produced by NIIMash (Nizhnyaya Salda), and the main characteristics of the flight schemes for two spacecrafts are indicated. The developed scheme of the first spacecraft flight assumes the launch in August 2026. Convergence with the Sun at a minimum distance of 61.5 solar radii occurs 6 years after the start. After the last, the eighth, gravitational maneuver, 8.3 years after launching the spacecraft reaches heliocentric latitude of 33.1° . The trajectory of the second spacecraft assumes the launch in April 2028. Six years after the start it also approaches the Sun to approximately the same distance 63.0 solar radii. The spacecraft reaches the heliocentric latitude of 29.1° with the help of subsequent gravity-assists at Venus.

The presented design appearance of the 'chemical' propulsion system with the use of low-thrust engines makes it possible to achieve the specified parameters of the Sun orbit and to execute the scientific program within the given period of active existence of two spacecrafts.

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

Введение. В статье [1] были приведены описания трёх вариантов конструкции космического аппарата (КА), оснащенного двигательными установками (ДУ): один вариант с химической ДУ и два варианта комбинированных систем с электроракетной ДУ на базе РИТ-22 и СПД-140Д. На этапе эскизного проектирования для этих вариантов были разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–70 радиусов Солнца и наклоном 25^0 – 30^0 к плоскости эклиптики. Для рабочего проектирования был принят вариант КА с комбинированной ДУ (с использованием однокомпонентных химических и электроракетных двигателей производства ОКБ «Факел»), который позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования КА.

В процессе работы над проектом выявилась необходимость в решении задач, связанных главным образом с появлением в составе космического комплекса двух КА с соответствующим набором служебных систем. Один из пунктов сформированных исходных данных для разработки соответствующего комплекса предусматривает рассмотрение возможности использования в двигательной установке двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ), при этом двухкомпонентная ДУ должна обеспечивать не только стабилизацию и ориентацию КА, но и проведение коррекций его траектории. Тем не менее, сохраняются условия, что КА должен сблизиться с Солнцем до расстояний в 60–80 солнечных радиусов и 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 [2; 3].

Проект должен был быть разработан, исходя из запуска КА с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» [4]. Однако в связи со значительным увеличением начальной массы КА, как в варианте с комбинированной ДУ, так и в варианте с ЖРД МТ, необходимо использовать средство выведения более тяжёлого класса. Поэтому в настоящий момент дополнительно рассматриваются варианты выведения с помощью РН «Ангара-А5» с РБ «ДМ» с космодрома Восточный и РН «Союз-5» («Сумкар») с РБ «Фрегат-СБУ» [5] с космодрома Байконур. Срок активного

существования (САС) аппарата должен превышать семь лет, за который должно быть достигнуто наклонение более 25° .

Предлагаемая конструкция ДУ КА. Для реализации поставленных задач предлагается конструкция ДУ, представленная на рис. 1. При разработке ДУ предполагается использование двухкомпонентных ЖРД МТ, производства НИИМаш (г. Нижняя Салда), которые соответствуют заданным параметрам.

Конструктивно ДУ представляет собой термостабилизированную панель (ТСП), на которой посредством кронштейнов и проставок размещена основная часть её составляющих: топливные баки, баллоны высокого давления, пироклапаны, клапаны электрические и предохранительный, датчики давления и температуры, трубопроводы и СОТР. Несущей конструкцией для монтажа ТСП, панели агрегатов (на которой размещены редуктор, заправочные и проверочные клапаны) и четырех пилонов двигательных блоков на КА служит восьмигранный рамный корпус, обшитый сотопанелями. На каждом пилоне закреплен блок двигателей малой тяги, состоящий из кронштейна, на котором устанавливаются по три двигателя малой тяги: два двигателя стабилизации 17Д58ЭФ и один двигатель 11Д457Ф, выполняющий роль корректирующего.

Кронштейн имеет посадочное место для крепления к пилону и обеспечивает необходимую ориентацию двигателей относительно осей КА. Подобная система установки двигателей применяется на платформе «Навигатор» [6; 7].

Топливные баки имеют объем внутренней полости 195,4 литра каждый: один бак для хранения горючего – несимметричного диметилгидразина и один бак для окислителя – амилина. Бак состоит из цилиндрической обечайки, к которой с двух сторон приварены полусферы. Каждый топливный бак устанавливается на ТСП через специальное бандажное кольцо таким образом, что верхняя и нижняя полусферы топливного бака оказываются по разные стороны ТСП. На баке крепятся нагреватели и датчики температуры. На поверхность, обращенную в космическое пространство, установлена противометеорная защита.

В материалах проекта рассматриваются два варианта конструкции топливного бака:

- с металлической разделительной диафрагмой, разделяющей бак на топливную и наддувную полости;
- с внутрибаковым устройством капиллярного типа (ВБУ КТ).

Металлическая диафрагма является более отработанным конструктивным вариантом среди вытеснительных устройств подачи компонентов ракетного топлива относительно ВБУ КТ. Подтверждение сохранения работоспособности диафрагмы в течение семи лет в условиях работы КА на околосолнечной орбите при термоциклировании и тепловом расширении компонентов топлива (КТ) является довольно трудоемким и технически сложным процессом с большим количеством допущений. Конструкция бака с ВБУ КТ не имеет подвижных механических частей и обеспечивает подачу КТ в топливные магистрали без газовых включений. В конструкции предлагаемого топливного бака с ВБУ КТ частично использованы материалы, изложенные в заявке на изобретение № 2016137327 «Топливный бак и его заборное устройство». В состав ВБУ КТ входят фазоразделительное устройство и элементы локализации КТ вблизи заборной поверхности. Для повышения эффективности работы ВБУ КТ большая часть его элементов и узлов выполнена из капиллярно-пористых сетчатых материалов.

Выбор одного из вариантов исполнения топливного бака в определенной и незначительной мере влияет на массовую сводку и состав пневмогидравлической схемы ДУ.

Схемы полёта КА. Полет во внутреннюю часть Солнечной планетной системы с приближением к Солнцу на расстояние 60–70 его радиусов (до 40–50 млн км) требует очень больших энергетических затрат. Для прямого полета от Земли в эту область требуется разогнать КА до асимптотической скорости примерно 10,5 км/с, в то время как для полета к Марсу или Венере достаточно 3 км/с, а к Юпитеру – 6 км/с [8].

Поэтому для реализации проекта «Интергелиозонд» предложена длительная схема полета с гравитационными маневрами (ГМ) в сфере действия Земли, а также с многократными гравманеврами в сфере действия Венеры [9–12].

Схема полёта КА включает следующие основные этапы:

- 1) выведение КА на отлетную от Земли траекторию, завершающееся отделением КА;
- 2) перелет КА по гелиоцентрической траектории с четырьмя ГМ по маршруту «Венера – Земля – Земля – Венера»;
- 3) последовательность пассивных гравитационных маневров у Венеры с выходом после каждого из них на гелиоцентрические орбиты с уменьшенным радиусом перигелия или увеличенным наклоном [13].

Второй участок полета от старта до ГМ4 у Венеры, на котором орбита КА практически не выходит из плоскости эклиптики, именуется эклиптическим. Он предназначен для формирования гелиоцентрической траектории, позволяющей после гравманевра у Земли подлететь к Венере с величиной асимптотической скорости, достаточной для последующего формирования рабочей орбиты с малым радиусом перигелия (60–80 радиусов Солнца) или со сравнительно высоким наклоном к плоскости эклиптики.

ДУ КА имеет малый запас энергии и используется только для коррекции траектории и, при возможности, для решения задач управления ориентацией (разгрузки кинетического момента управляющих маховиков). В связи с этим асимптотическая скорость полёта к Венере может быть увеличена только за счёт гравитационных манёвров.

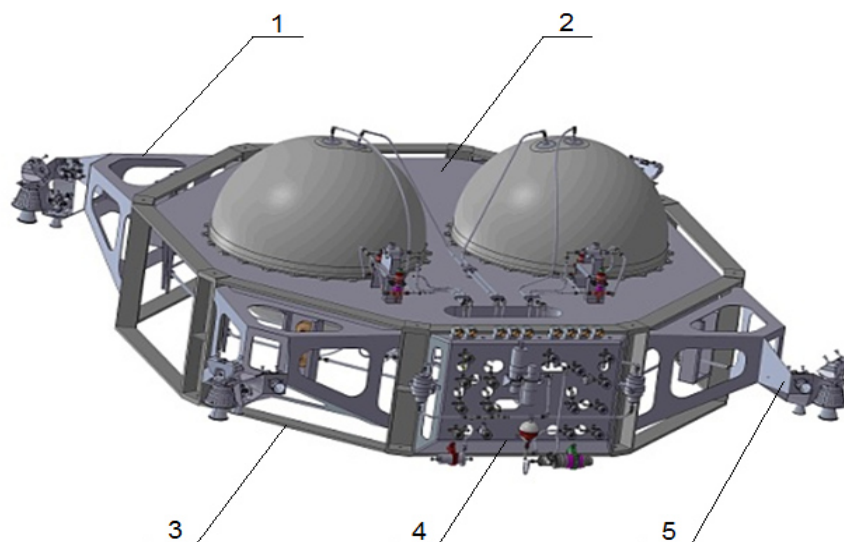


Рис. 1. Общий вид двигательной установки на базе жидкостных ракетных двигателях малой тяги:
 1 – пилон двигательного блока; 2 – ТСП; 3 – рама восьмигранной формы;
 4 – панель агрегатов; 5 – кронштейн блока двигателей малой тяги

Fig. 1. General view of propulsion system based on low-thrust engines:
 1 – pylon of the engines block; 2 – heat stabilized panel; 3 – frame of the octahedral form;
 4 – the panel of units; 5 – arm of the block of low-thrust engines

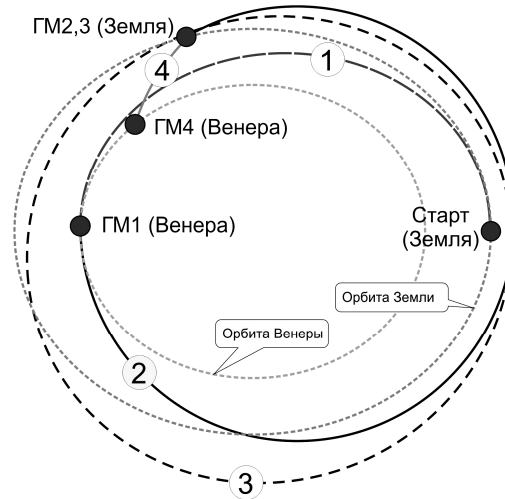


Рис. 2. Схема эллиптического участка

Fig. 2. Scheme of ecliptic phase

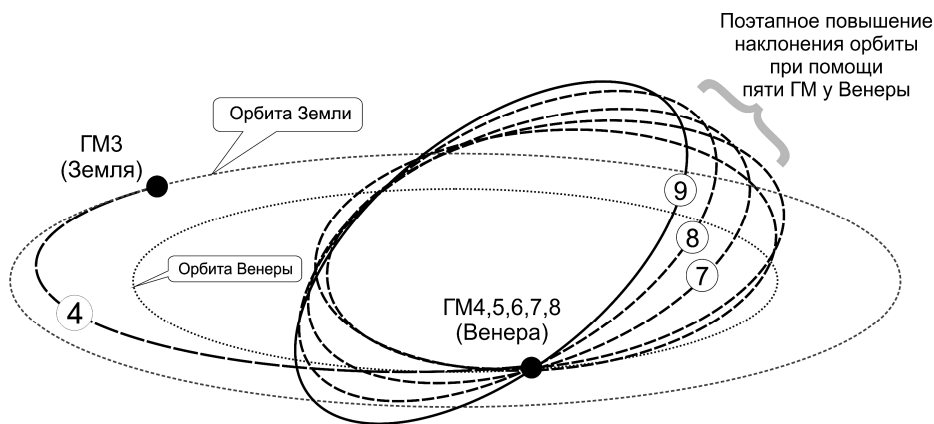


Рис. 3. Схема внеэллиптического участка

Fig. 3. Scheme of non-ecliptic phase

Однако прямой перелёт к Венере с большой величиной асимптотической скорости подлёта (около 17 км/с [14]) требует значительных энергетически затрат на выведение КА на отлётную от Земли траекторию. Поэтому в схему полёта для «разгона» КА и построения требуемой траектории введены дополнительные гравманёвры у Венеры и Земли. В итоге, схема эллиптического участка (рис. 2) выглядит следующим образом:

- 1) перелёт «Земля – Венера» с небольшой по величине асимптотической скоростью отлёта;
- 2) облёт Венеры (ГМ1) и перелёт обратно к Земле;
- 3) проведение ГМ2 и ГМ3 у Земли с формированием промежуточной орбиты;
- 4) «короткий» (около полутора месяцев) перелёт «Земля – Венера» для проведения ГМ4 с требуемой асимптотической скоростью.

В ходе дальнейшего полёта КА плоскость его орбиты выводится из плоскости эклиптики. Поэтому этот участок называется внеэллиптическим. Последующие гравитационные манёвры проводятся с це-

лью поэтапного изменения радиуса перигелия и наклона. Для реализации серии последовательных гравитационных манёвров у Венеры после каждого её облёта КА должен выводиться на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся с планетой в орбитальном резонансе m/k [15–18]. На такой орбите КА совершает k оборотов вокруг Солнца за время, которое нужно Венере, чтобы совершить m оборотов вокруг Солнца (орбитальный период Венеры примерно составит 224,7 суток). Для минимизации длительности выведения необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка. Рассматриваемые траектории используют орбитальные резонансы 1:1, 2:3 и 3:4. В результате последнего гравитационного манёвра у Венеры КА переводится на нерезонансную гелиоцентрическую орбиту с максимально возможным наклоном. Схема внеэллиптического участка показана на рис. 3.

Запуск первого КА планируется осуществить в 2026 году. Старт второго КА предполагается произвести в 2028 году.

Длительность полёта КА от старта до последнего гравитационного маневра составляет 8,3 года. Используются 5 гравитационных маневров у Венеры и следующая последовательность резонансов рабочих орбит: 1:1, 3:4, 2:3, 2:3 (отношение числа витков Венеры к числу витков КА). После пятого облёта Венеры достигается наклонение к плоскости эклиптики, равное $25,9^\circ$, и к экватору Солнца – $33,1^\circ$. Требования по величине радиусов перигелия рабочих орбит выполняются. Радиус перигелия на третьей рабочей орбите равен 61,5 радиуса Солнца. На этой орбите КА делает 3 оборота вокруг Солнца, что дает возможность, начиная с июля 2032 года, т. е. через 6 лет после запуска, 3 раза с интервалом примерно 4,9 месяца пройти около Солнца на допустимо близком расстоянии. При этом также имеется возможность наблюдать на каждом витке полярные области Солнца с эклиптических широт более 16° .

Основные характеристики траектории КА1 приведены в табл. 1, где используются следующие обозначения: D – календарная дата события; ΔT – длительность полёта между этим и предыдущим событиями, сутки; ΔT_Σ – длительность полёта от старта до события, сутки (годы); R_π – радиус перигелия, млн км; i – наклонение к плоскости эклиптики, град; V_∞ – асимптотическая скорость отлёта, км/с.

В табл. 2 приведены основные характеристики внеэклиптического участка полёта для траектории КА1. В ней используются следующие обозначения: D – календарная дата; ΔT – длительность полёта между этим и предыдущим событиями, сутки; ΔT_Σ – длительность полёта от старта до события, сутки; N_B/N_{KA} – орбитальный резонанс, получаемый после ГМ; R_π – радиус перигелия, радиус Солнца; i – накло-

нение орбиты, град; φ – максимальная широта относительно экватора Солнца, град.

Проекция эклиптического участка траектории КА1 на плоскость эклиптики представлена на рис. 4. На рис. 5 показан пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА1.

Параметры траектория КА2 близки к характеристикам полёта КА1, поэтому длительность его полёта от старта до последнего гравитационного маневра также составляет более 8 лет. После последнего ГМ у Венеры достигается наклонение к плоскости эклиптики, равное $26,4^\circ$, и к экватору Солнца – $29,1^\circ$. Требования по величине радиусов перигелия рабочих орбит выполняются. Радиус перигелия на третьей рабочей орбите равен 63,0 радиуса Солнца. На этой орбите КА делает 3 оборота вокруг Солнца, что дает возможность, начиная с марта 2034 года, т. е. через 6 лет после запуска, или через 2 года после допуска КА1, 3 раза с интервалом около 5 месяцев пройти около Солнца на близком расстоянии. При этом также имеется возможность наблюдать на каждом витке полярные области Солнца с эклиптических широт более 16° .

Основные характеристики траектории КА2 приведены в табл. 3. Обозначения аналогичны используемым в табл. 1.

В табл. 4 приведены основные характеристики внеэклиптического участка полёта для траектории КА2. Используемые в таблице обозначения аналогичны табл. 2.

Проекция эклиптического участка траектории КА2 на плоскость эклиптики представлена на рис. 6. На рис. 7 показан пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА2.

Таблица 1

Основные характеристики этапов полёта КА1

Событие	D	ΔT	ΔT_Σ	R_π	i	V_∞
Старт	06.08.2026	–	–	107,128	5,63	3,717
ГМ1 (Венера)	14.12.2026	130	130 (0,356)	105,627	1,92	5,971
ГМ2 (Земля)	23.10.2027	313	443 (1,214)	72,396	11,48	8,830
ГМ3 (Земля)	23.10.2029	731	1174 (3,216)	49,830	0,38	8,814
ГМ4 (Венера)	23.12.2029	61	1235 (3,384)	56,572	2,38	17,462
ГМ5 (Венера)	05.08.2030	225	1460 (4,000)	44,402	7,99	17,462
ГМ6 (Венера)	09.06.2032	674	2134 (5,847)	42,796	16,18	17,462
ГМ7 (Венера)	01.09.2033	449	2583 (7,077)	50,084	22,61	17,462
ГМ8 (Венера)	25.11.2034	449	3033 (8,310)	59,781	25,88	17,462

Таблица 2

Основные характеристики внеэклиптического участка полёта КА1

ГМ	D	ΔT	ΔT_Σ	N_B/N_{KA}	R_π	i	φ
4	23.12.2029	61	1235 (3,384)	1/1	81,3	2,38	9,5
5	05.08.2030	225	1460 (4,000)	3/4	63,8	7,99	15,2
6	09.06.2032	674	2134 (5,847)	2/3	61,5	16,18	23,4
7	01.09.2033	449	2583 (7,077)	2/3	72,0	22,61	29,8
8	25.11.2034	449	3032 (8,307)	–	85,9	25,88	33,1

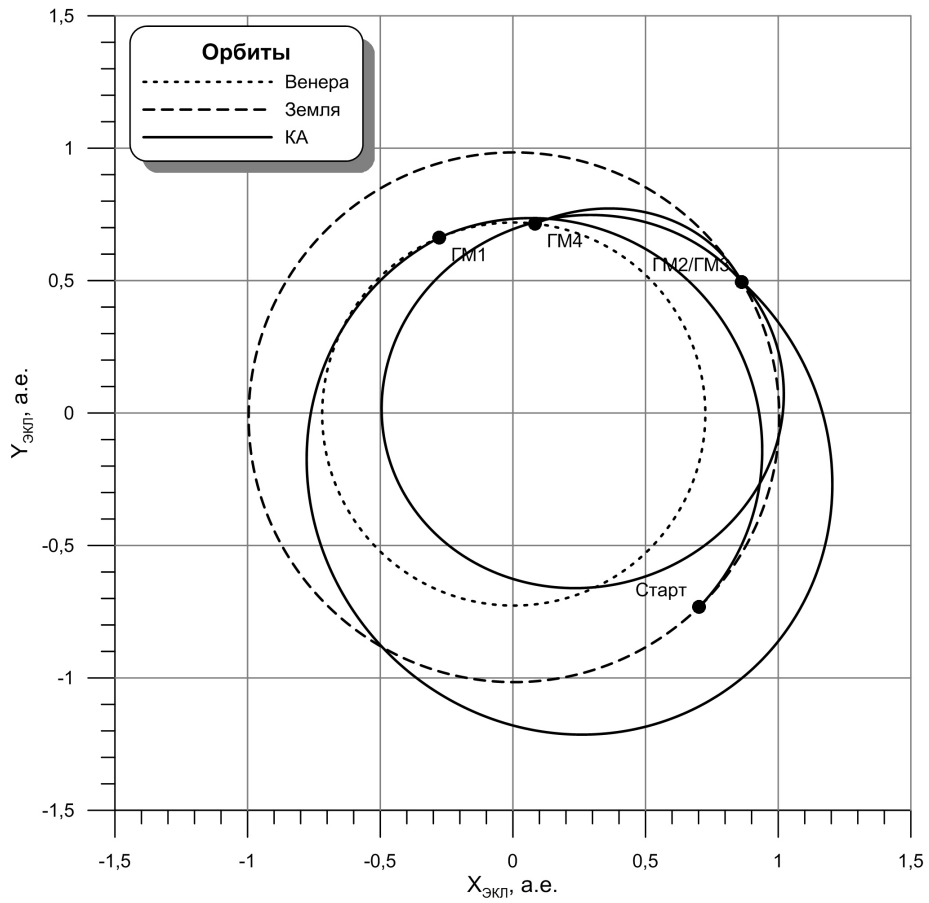


Рис. 4. Проекция траектории эллиптического этапа КА1 на плоскость эклиптики

Fig. 4. The projection of the trajectory of the ecliptic stage of SC1 on the ecliptic plane

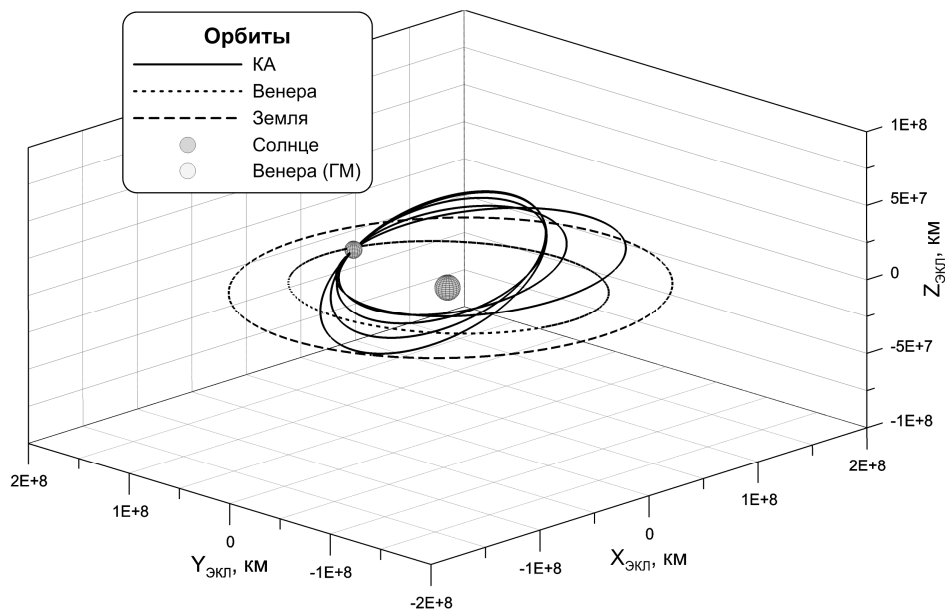


Рис. 5. Пространственный вид траектории внеэллиптического этапа полёта КА1

Fig. 5. A perspective view of the trajectory of the non-ecliptic flight phase of SC1

Таблица 3

Основные характеристики этапов полёта КА2

Событие	D	ΔT	ΔT_{Σ}	R_{π}	i	V_{∞}
Старт	26.04.2028	–	–	102,637	3,66	4,662
ГМ1 (Венера)	13.09.2028	140	140 (0,384)	104,765	1,73	6,887
ГМ2 (Земля)	01.07.2029	292	432 (1,184)	68,489	11,58	9,584
ГМ3 (Земля)	01.07.2031	730	1162 (3,184)	61,016	4,54	9,570
ГМ4 (Венера)	14.08.2031	44	1206 (3,304)	59,324	3,24	16,159
ГМ5 (Венера)	26.03.2032	225	1431 (3,901)	45,947	8,28	16,159
ГМ6 (Венера)	29.01.2034	674	2105 (5,767)	43,855	16,80	16,159
ГМ7 (Венера)	23.04.2035	449	2554 (6,997)	51,108	23,42	16,159
ГМ8 (Венера)	16.07.2036	449	3003 (8,227)	64,717	26,35	16,159

Таблица 4

Основные характеристики внеэллиптического участка полёта КА2

ГМ	D	ΔT	ΔT_{Σ}	$N_B/N_{КА}$	R_{π}	i	φ
4	14.08.2031	44	1206 (3,304)	1/1	85,2	3,24	5,1
5	26.03.2032	225	1431 (3,901)	3/4	66,0	8,28	11,0
6	29.01.2034	674	2105 (5,767)	2/3	63,0	16,80	19,6
7	23.04.2035	449	2554 (6,997)	2/3	73,4	23,42	26,2
8	16.07.2036	449	3003 (8,227)	–	93,0	26,35	29,1

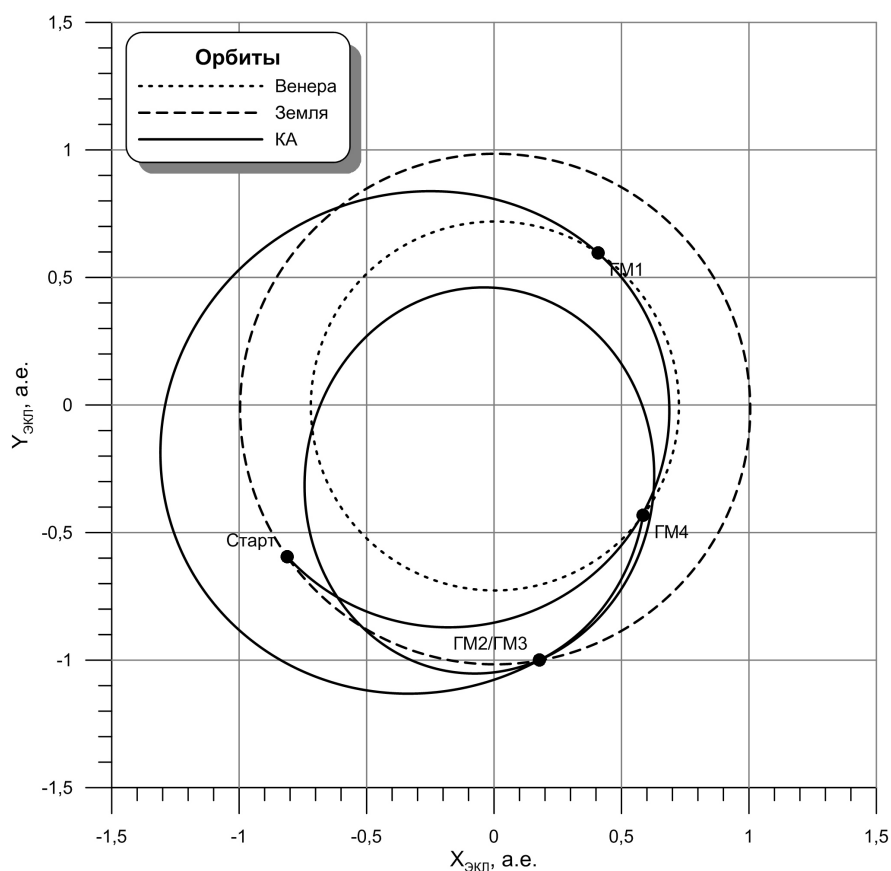


Рис. 6. Проекция траектории эллиптического этапа КА2 на плоскость эклиптики

Fig. 6. The projection of the trajectory of the ecliptic stage of SC2 on the plane of the ecliptic

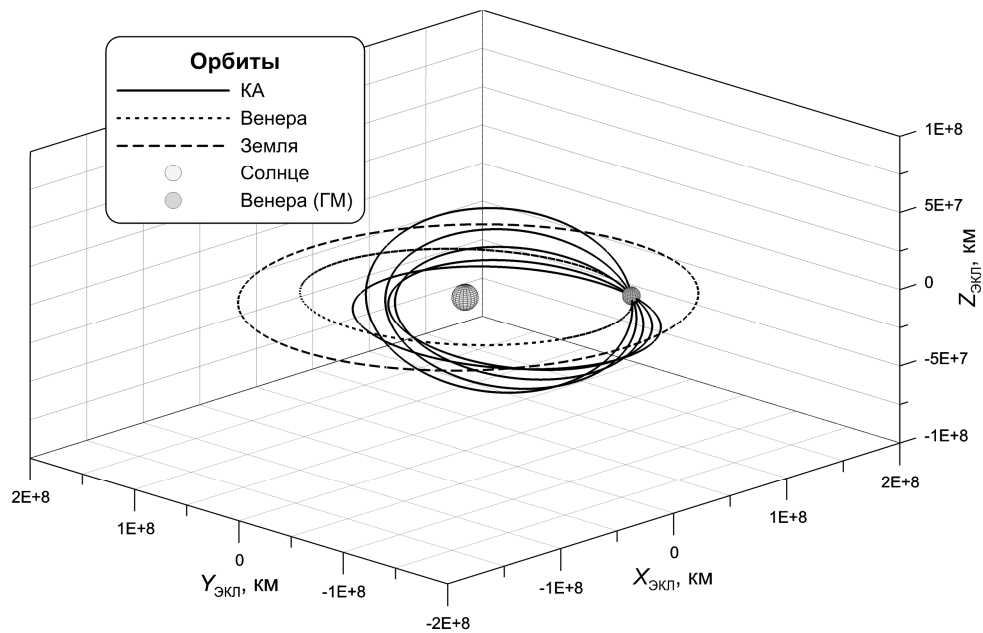


Рис. 7. Пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА2

Fig. 7. A perspective view of the trajectory of the non-ecliptic flight phase of SC2

Заключение. В статье рассмотрен вариант оснащения КА двухкомпонентной ДУ на базе жидкостных ракетных двигателей малой тяги производства НИИМаш (г. Нижняя Салда). Приведено описание конструкции предлагаемой ДУ.

Для этого варианта разработаны схемы полёта для обоих КА, позволяющие доставить аппараты за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–80 радиусов Солнца и наклонением 25° – 30° к плоскости эклиптики. Представлены основные характеристики траекторий.

Разработанная схема полёта КА1 предполагает старт в августе 2026 г. Сближение с Солнцем на минимальное расстояние 61,5 радиуса Солнца происходит через 6 лет после старта. После последнего, восьмого, гравитационного манёвра, через 8,3 года после старта КА достигает гелиоцентрической широты $33,1^{\circ}$.

Траектория КА2 предполагает старт в апреле 2028 г. Он также через 6 лет после старта сближается с Солнцем до примерно такого же расстояния – 63,0 радиуса Солнца. Последующими гравманёврами у Венеры аппарат достигает гелиоцентрической широты $29,1^{\circ}$.

Представленная схема химической ДУ с применением двигателей малой тяги позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования.

Библиографические ссылки

1. Платов И. В., Симонов А. В., Константинов М. С. Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полета космического аппарата «Интергелио-Зонд» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 31–36.

2. Кузнецов В. Д. Космические исследования ИЗМИРАН. Электромагнитные и плазменные процессы от недр Солнца до недр Земли // Юбилейный сборник ИЗМИРАН-75. М., 2015. С. 347–368.

3. The Sun and heliosphere explorer – the Interhelio-probe mission / V. D. Kuznetsov [et al.] // *Geomagnetism and Aeronomy*. 2016. Vol. 56, № 7. P. 781–841.

4. Асюшкин В. А., Викуленков В. П., Ишин С. В. Итоги создания начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3–9.

5. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооружённости «Фрегат-СБУ» / В. А. Асюшкин [и др.]. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 147–156.

6. Многофункциональная космическая платформа «Навигатор» / под ред. С. А. Лемешевского Химки : ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», 2017. 360 с.

7. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / под ред. В. В. Ефанова, К. М. Пичхадзе. М. : МАИ, 2012. 526 с.

8. Labunsky A. V., Papkov O. V., Sukhanov K. G. Multiple Gravity Assist Interplanetary Trajectories Earth Space Institute Book Series. London : Gordon and Breach Publishers, 1998. 285 p.

9. Малышев В. В., Пичхадзе К. М., Усачёв Е. В. Системный анализ вариантов миссии и синтез программы прямых исследований ближайшего около-солнечного пространства. М. : Изд-во МАИ, 2006. 352 с.

10. Методика формирования больших наклонений орбиты КА с использованием гравитационных манёвров / Ю. Ф. Голубев [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2015. № 64. 32 с.

11. Синтез последовательности гравитационных манёвров КА для достижения орбит с высоким накло-

нением к эклиптике / Ю. Ф. Голубев [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2016. № 43. 32 с.

12. О вариации наклона орбит небесных тел при совершении гравитационного манёвра в Солнечной системе / Ю. Ф. Голубев [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2016. № 15. 36 с.

13. Konstantinov M., Petukhov V., Thein M. Optimization spacecraft insertion into the system of heliocentric orbits for Sun exploration // Proceeding of the 65th International Astronautical Congress, Paper IAC-14.C1.9.4. 2014. P. 214–223.

14. Janin G. Trajectory design for the Solar Orbiter mission // Monografias de la Real Academia de Ciencias de Zaragoza. 2004. 25. P. 177–218.

15. Barrabés E., Gómez G., Rodríguez-Canabal J. Notes for the gravitational assisted trajectories // Advanced topics in astrodynamics. 2004. 76 p.

16. Strange N. J., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity Globe // AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting, AAS Paper 07-277. 2007. 24 p.

17. Kawakatsu Y. V_∞ Direction Diagram and its Application to Swingby Design // 21st International Symposium on Space Flight Dynamics. ISSFD Paper, 2009. 14 p.

18. Космические миссии и планетарная защита / Д. У. Данхэм [и др.] М. : Физматлит, 2013. 276 с.

References

1. Platov I. V., Simonov A. V., Konstantinov M. S. [Selection of efficient option of the combined propulsion system design and the flight profile of the “Interheli-Zond” spacecraft]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2015, No. 4, P. 31–36 (In Russ.).

2. Kuznetsov V. D. [IZMIRAN space investigations. Electromagnetic and plasmatic processes from Sun bowels to Earth bowels]. *Jubileynyi sbornik IZMIRAN-75*. Moscow, Izmiram Publ., 2015, P. 347–368 (In Russ.).

3. Kuznetsov V. D., Andreevskiy S. E., Dokukin V. S., Fomichev V. V. et al. The Sun and heliosphere explorer – the Interhelioprobe mission. *Geomagnetism and Aeronomy*. 2016, Vol. 56, No. 7, P. 781–841.

4. Asyushkin V. A., Vikulenkov V. P., Ishin S. V. [Summary of creating and first steps of exploitations of “Fregat” versatile space tug]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2014, No. 1, P. 3–9 (In Russ.).

5. Asyushkin V. A., Vikulenkov V. P., Ishin S. V., Fedoskin D. I. et al. [Enhanced power-capacity multipurpose versatile tug “Fregat-CBU”]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2017, No. 2, P. 147–156 (In Russ.).

6. *Mnogofunktsional'naya kosmicheskaya platforma “Navigator”* [Multifunctional space platform “Navigator”]. Ed. by S. A. Lemeshevsky. Khimki. NPO imeni S. A. Lavochkina Publ., 2017, 360 p.

7. *Proektirovanie avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy* [Design of automatic space vehicles for fundamental scientific research]. Ed. by V. V. Efanov, K. M. Pichkhadze. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2012, 526 p.

8. Labunsky A. V., Papkov O. V., Sukhanov K. G. *Multiple Gravity Assist Interplanetary Trajectories*. Earth Space Institute Book Series, Gordon and Breach Publishers, London, 1998, 285 p.

9. Malyshev V. V., Pichhadze K. M., Usachov E. V. *Sistemnyj analiz variantov missii i sintez programmy prjamykh issledovaniy blizhajshego okolosolnechnogo prostranstva* [System analysis of mission variants and synthesis of program of nearsun space direct investigations]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2006, 352 p.

10. Golubev Yu. F., Grushevskiy A. V. Koryanov V. V. et al. [The technique of formation of large orbital inclination of spacecraft using gravitational maneuvers]. *Preprinty IPM imeni M. V. Keldysha*. 2015, Vol. 64, 32 p. (In Russ.).

11. Golubev Yu. F., Grushevskiy A. V. Koryanov V. V. et al. [Synthesis of a sequence of gravitational maneuvers for spacecraft to achieve orbits with a high inclination to the ecliptic]. *Preprinty IPM imeni M. V. Keldysha*. 2016, Vol. 43, 32 p. (In Russ.).

12. Golubev Yu. F., Grushevskiy A. V. Koryanov V. V. et al. [On the variation of the inclination of the orbits of celestial bodies in the performance of the gravitational maneuver in the Solar System]. *Preprinty IPM imeni M. V. Keldysha*. 2016, Vol. 15, 36 p. (In Russ.).

13. Konstantinov M., Petukhov V., Thein M. Optimization spacecraft insertion into the system of heliocentric orbits for Sun exploration. *Proceedings of the 65th International Astronautical Congress*. Paper IAC-14.C1.9.4., 2014, P. 214–223.

14. Janin G. Trajectory design for the Solar Orbiter mission. *Monografias de la Real Academia de Ciencias de Zaragoza*. 2004, Vol. 25, P. 177–218.

15. Barrabés E., Gómez G., Rodríguez-Canabal J. Notes for the gravitational assisted trajectories. *Advanced topics in astrodynamics*. 2004, 76 p.

16. Strange N. J., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity Globe. *AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting*, AAS Paper 07-277, 2007, 24 p.

17. Kawakatsu Y. V_∞ Direction Diagram and its Application to Swingby Design. *21st International Symposium on Space Flight Dynamics*. ISSFD Paper, 2009, 14 p.

18. Dunham D. U., Naziriov R. R., Farkuar R. et al. *Kosmicheskie missii i planetarnaya zashchita*. [Space mission and planetary defense]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2013, 276 p.