

## Особенности проектирования траекторий перспективных космических аппаратов для исследования Венеры

© А.В. Симонов, С.Д. Ковалева, Е.С. Гордиенко,  
В.Г. Польш, А.В. Косенкова

АО «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»,  
г. Химки, Московская область, 141402, Россия

*Приведено описание схемы полета аппаратов для перспективного проекта исследований Венеры для запусков в 2027–2031 гг. Рассмотрены основные аспекты задачи выбора оптимальных дат старта. Представлены схемы доставки орбитального аппарата на высокоэллиптическую орбиту и посадочного аппарата на поверхность Венеры. Обоснованы характеристики выбора рабочей орбиты около Венеры и схемы выведения на нее для обеспечения передачи научной информации на Землю с аппаратов, опустившихся на поверхность Венеры. Продолжительность жизни посадочного аппарата, включая фазу его парашютного спуска на поверхность, ожидаемая в пределах 3 ч, ограничивается высокой температурой атмосферы (до 460 °С) в ее нижних слоях, близких к поверхности. Поэтому ключевой особенностью разработки схемы полета является построение маневров орбитального аппарата, обеспечивающего гарантированную связь с посадочным модулем в течение этого времени при дальности не более 40 тыс. км.*

**Ключевые слова:** траектория, межпланетный перелет, Венера, космический аппарат, оптимизация

**Введение.** Цель разрабатываемого проекта исследования Венеры — изучение ее поверхности и атмосферы с помощью космических аппаратов (КА), на борту которых планируется установить приборы для проведения измерений. В качестве базового варианта предполагается вывести аппараты на орбиты спутника Венеры и обеспечить доставку спускаемых аппаратов (СА) на поверхность планеты [1, 2]. Расширенная версия проекта включает также атмосферную платформу для исследований непосредственно в атмосфере и долгоживущую станцию. Основные научные задачи проекта нацелены на решение широкого спектра проблем, касающихся изучения особенностей происхождения и эволюции Венеры, ее атмосферы и климата. Особенностью миссии являются *in situ* (т. е. эксперимент на месте) измерения в атмосфере и на поверхности [3, 4].

Орбитальный аппарат (ОА), выполняющий функции ретранслятора, несет комплекс научной аппаратуры, предназначенной для решения прорывных задач динамики атмосферы, происхождения и эволюции Венеры. Эта аппаратура должна обеспечить срок активного

существования ОА не менее восьми лет для обеспечения связи элементов дальнейших миссий с запуском в следующие стартовые окна.

В состав КА также планируется включить атмосферный зонд, способный изменять высоту плавания, для изучения возможности существования жизни в облаках Венеры.

В проекте предполагается участие НАСА [5], его вкладом будет разработка двух долгоживущих на поверхности Венеры модулей:

– Long Lived In-situ Solar System Explorer (LLISSE) с временем работы более двух месяцев;

– Seismic and Atmospheric Explorer of Venus (SAEVe) для изучения внутреннего строения, вулканизма и тектоники Венеры в течение более четырех месяцев.

Программой по исследованию Венеры предполагается запуск четырех экспедиций. Первые две миссии намечено запустить с 2027 по 2031 г. Экспедиция 1 предназначена для исследования поверхности, атмосферы, внутреннего строения и окружающей плазмы Венеры. В настоящее время ее разрабатывает совместная российско-американская научная рабочая группа Joint Science Definition Team [6]. Экспедиция 2 должна развить Экспедицию 1, превращая атмосферный модуль в полноразмерный научный аппарат. В состав такого модуля будут добавлены малые станции для получения профиля атмосферы и аэрозоля. Экспедиция 3 решает принципиально иную задачу — доставку образцов атмосферы, аэрозолей и грунта на Землю для лабораторного изучения. Экспедиция 4 реализует идею полноразмерной долгоживущей станции со сроком активного существования более года.

Цель работы — определение баллистических условий функционирования КА с учетом заданных ограничений на всех этапах полета: на межпланетном перелете, при подлете к Венере и на припланетном участке. Рассматриваются возможные места посадки спускаемого аппарата и время его баллистического существования, а также анализируется первый сеанс связи между ОА и СА.

При проведении расчетов для определения координат Солнца и планет использовалась система эфемерид DE430 [7]. Гелиоцентрические участки полета рассчитаны методами кусочно-конической и импульсной аппроксимаций. Околосолнечный участок траектории КА моделировался с учетом нецентральности гравитационного поля Венеры (8×8 гармоник SHGJ120U [8]), притяжения Солнца и влияния солнечного давления.

Анализ траекторий КА проводился для трех возможных периодов запуска с Земли [3, 9]:

- конец декабря 2027 г. — начало января 2028 г.;
- ноябрь 2029 г.;
- июнь 2031 г.

**Перелет Земля — Венера.** Схему полета составного КА Экспедиции 1, включающего основные модули — орбитальный и посадочный, можно разделить на следующие этапы:

- старт с Земли, выведение КА на отлетную траекторию;
- перелет Земля — Венера с тремя коррекциями траектории;
- наведение спускаемого аппарата на точку входа в атмосферу Венеры, его отделение от орбитального аппарата, полет и посадка на поверхность Венеры;
- торможение и выход на эллиптическую орбиту ОА, получение данных с научных модулей;
- функционирование ОА на орбите Венеры в течение восьми лет.

Составной КА Экспедиции 1 предполагается запустить с космодрома «Восточный» средствами выведения тяжелого класса — ракетой-носителем (РН) «Ангара-А5» и разгонным блоком (РБ) типа «ДМ».

Базовый вариант предполагает использование классической для данного средства выведения схемы разгона на отлетную траекторию:

- полет РН, выводящей головной блок, который состоит из РБ и КА, на опорную орбиту высотой 200 км;
- пассивный полет РБ по опорной орбите в течение примерно 1 ч;
- основной активный участок на маршевом двигателе РБ, выводящий КА на отлетную траекторию.

Для уменьшения засорения космического пространства и попадания последней ступени РН в заданный район падения, а также для повышения выводимой массы схема выведения может быть немного изменена. В этом случае РН выводит головной блок на незамкнутую орбиту с отрицательной высотой перигея. Сразу после отделения от ракеты-носителя РБ выполняет маневр доразгона, заканчивающийся выведением на замкнутую опорную орбиту. Остальная схема выведения остается без изменений.

Основные характеристики траекторий перелета Земля — Венера для периода запуска с конца декабря 2027 г. по середину января 2028 г. приведены в табл. 1. Средняя дата отлета с Земли и прилета к Венере обычно определяется исходя из минимизации характеристической скорости торможения. Выбор этого критерия продиктован, во-первых, необходимостью минимизации скорости входа СА в атмосферу для уменьшения теплового потока и перегрузки, являющихся конструктивными ограничениями. Во-вторых, это приводит к минимизации расхода топлива ОА на маневр торможения из-за того, что величина удельного импульса маршевого двигателя разгонного блока ДМ-03 (352 с) больше, чем у орбитального аппарата (310 с).

В случае использования классического критерия в виде суммарной характеристической скорости разгона у Земли и торможения у Венеры из-за значительного различия в величинах удельных импульсов двигателей КА и РБ получается меньшая масса ОА на начальной орбите вокруг Венеры. Однако в рассматриваемом окне запуска при уменьшении характеристической скорости торможения сильно возрастает скорость разгона, поэтому средняя дата старта была выбрана по сумме асимптотических скоростей отлета и прилета. Первая и последняя даты периодов запуска определяют возможный период отлета от Земли с приемлемой скоростью торможения на несколько дней от средней даты старта.

В табл. 1 использованы следующие обозначения:

$\Delta V_1$  — характеристическая скорость разгона с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) высотой 200 км, км/с;

$V_1^\infty$  — модуль вектора отлетной асимптотической скорости, км/с;

$\delta_1^\infty$  — склонение вектора отлетной асимптотической скорости в эклиптической системе координат (СК) и в J2000, град;

$\alpha_1^\infty$  — прямое восхождение вектора отлетной асимптотической скорости в эклиптической СК и в J2000, град;

$\Delta V_2$  — характеристическая скорость выхода ИС Венеры на эклиптическую орбиту высотой перицентра 5000 км и периодом 24 ч;

$V_2^\infty$  — модуль вектора подлетной асимптотической скорости, км/с;

$\delta_2^\infty$  — склонение вектора подлетной асимптотической скорости в эклиптической и афрографической СК, град;

$\alpha_2^\infty$  — прямое восхождение вектора подлетной асимптотической скорости в эклиптической и афрографической СК, град;

$V_{\text{вх}}$  — скорость входа СА в атмосферу.

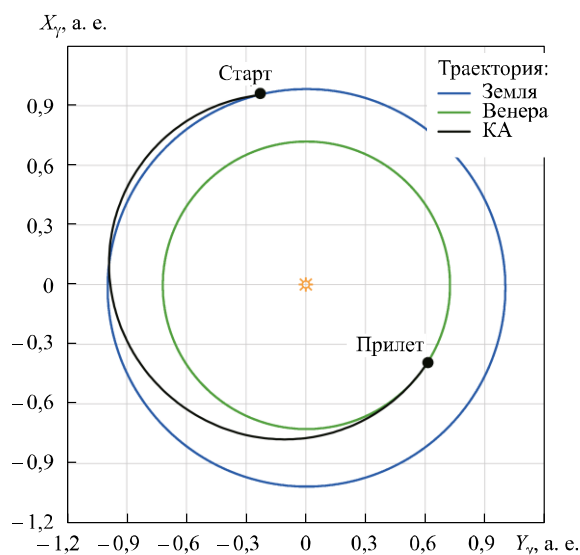
Траектория перелета в проекции на плоскость эклиптики показана на рис. 1.

Запуск КА Экспедиции 2 планируется в стартовое окно конца 2029 г. (основной вариант) или середины 2031 г. (резервный вариант). Задачи и функции, режимы КА, проектный облик и схема полета аналогичны тем, что у предыдущей экспедиции. Исключением является увеличенная масса двигателя ДМ-03, содержащего полноразмерный научный атмосферный модуль российской разработки. Она стала больше в связи с тем, что возросла масса полезной нагрузки, выводимой с Земли на межпланетную траекторию. Основные характеристики траекторий для периода запуска 2029 г.

Основные характеристики траекторий периода запуска 2028 г.

Параметр	Дата периода запуска		
	первая	средняя	последняя
Обозначение траектории	27-1	27-2	27-3
<i>Дата старта</i>	27.12.2027	05.01.2028	15.01.2028
Масса полезной нагрузки, выводимой на отлетную траекторию, кг	4450	4600	4800
$\Delta V_1$ , км/с	4,285	4,209	4,121
$V_1^\infty$ , км/с	4,948	4,759	4,534
$\delta_1^\infty$ , град: J2000 эклиптика	45,76 25,61	49,59 28,20	52,64 30,37
$\alpha_1^\infty$ , град: J2000 эклиптика	54,22 63,11	61,26 69,29	67,92 74,67
Длительность перелета, сут	199,2	196,9	194,2
Угловая дальность перелета, град	223,11	224,60	225,72
<i>Дата прилета</i>	13.07.2028	20.07.2028	27.07.2028
$\Delta V_2$ , км/с	0,925	0,973	1,053
$V_2^\infty$ , км/с	3,203	3,357	3,601
$\delta_2^\infty$ , град: J2000 эклиптика экватор Венеры	-3,53 -20,91 -19,71	-9,92 -28,11 -26,93	-14,75 -33,67 -32,51
$\alpha_2^\infty$ , град: J2000 эклиптика экватор Венеры	49,18 45,69 200,64	53,04 47,82 212,79	56,54 50,15 225,41
$V_{вх}$ , км/с	10,75	10,80	10,87

приведены в табл. 2, для 2031 г. — в табл. 3 (используются те же обозначения, что и в табл. 1). Средняя дата периода запуска, приведенная в табл. 2, определена по критерию минимизации суммы асимптотических скоростей отлета и прилета. Малый интервал пускового окна 2031 г. обусловлен тем, что при его увеличении значительно повышаются затраты на характеристическую скорость с целью поддержания орбиты у Венеры в течение восьми лет.



**Рис. 1.** Траектория перелета Земля — Венера при запуске КА в 2028 г.

На межпланетном участке полета КА предполагается проведение трех коррекций его траектории [10]. В разработанной схеме коррекций учтено, что они проводятся:

- по результатам наземных радиотехнических измерений, при которых запросным методом определяется радиальная (доплеровская) скорость с предельными аппаратными ошибками, т. е. без учета влияния среды распространения сигнала, ( $\pm 0,2$  мм/с);

- с помощью двигательной установки ОА с предельными ошибками  $\pm 1$  % по модулю и  $\pm 0,5^\circ$  по направлению вектора сообщаемой характеристической скорости.

Поскольку баллистические расчеты, проводимые на данном этапе разработки экспедиции, носят предварительный характер, а диапазон возможных изменений исходных данных для характеристик системы управления и двигательной установки достаточно широкий, для точностных оценок намеренно использовались завышенные величины отклонений при проведении маневров. Предполагалось, что траекторные измерения выполняются одновременно с двух станций, одна из которых расположена в районе Медвежьих Озер, а другая — около Уссурийска. Расчеты были выполнены методом Монте-Карло с 10 000 реализациями.

С учетом приведенных характеристик траекторных измерений и исполнения маневров планируется провести три коррекции: на седьмой день после отлета от Земли, на сотые сутки полета и за три дня до подлета к Венере.

Основные характеристики траекторий периода запуска 2029 г.

Параметр	Дата периода запуска		
	первая	средняя	последняя
Обозначение траектории	29-1	29-2	29-3
<i>Дата старта</i>	03.11.2029	10.11.2029	19.11.2029
Масса полезной нагрузки, выводимой на отлетную траекторию, кг	5140	4985	4615
$\Delta V_1$ , км/с	3,977	4,028	4,219
$V_1^\infty$ , км/с	4,140	4,334	4,785
$\delta_1^\infty$ , град: J2000 эклиптика	16,16 39,47	11,27 34,68	3,62 27,06
$\alpha_1^\infty$ , град: J2000 эклиптика	275,31 276,61	272,72 273,25	270,39 270,44
Длительность перелета, сут	112,9	109,4	103,3
Угловая дальность перелета, град	143,92	142,47	138,21
<i>Дата прилета</i>	23.02.2030	27.02.2030	02.03.2030
$\Delta V_2$ , км/с	1,413	1,281	1,208
$V_2^\infty$ , км/с	3,722	3,410	3,225
$\delta_2^\infty$ , град: J2000 эклиптика экватор Венеры	-58,18 -39,44 -39,44	-54,26 -33,86 -33,97	-44,74 -22,83 -23,08
$\alpha_2^\infty$ , град: J2000 эклиптика экватор Венеры	316,49 299,68 249,96	306,15 294,51 249,70	294,12 288,36 247,67
$V_{вх}$ , км/с	10,92	10,81	10,76

Первая коррекция выполняется на седьмые сутки полета для исправления ошибок выведения. Более раннему проведению коррекции препятствует недостаточная точность определения параметров отлетной траектории [11]. Значение ее характеристической скорости может достигать 25 м/с, но для расчета заправки с учетом системных запасов ее значение принято равным 30 м/с.

**Основные характеристики траекторий периода запуска 2031 г.**

Параметр	Дата периода запуска		
	первая	средняя	последняя
Обозначение траектории	31-1	31-2	31-3
<i>Дата старта</i>	12.06.2031	14.06.2031	17.06.2031
Масса полезной нагрузки, выводимой на отлетную траекторию, кг	5490	5360	5160
$\Delta V_1$ , км/с	3,824	3,880	3,968
$V_1^\infty$ , км/с	3,682	3,855	4,114
$\delta_1^\infty$ , град: J2000 эклиптика	-0,43 -20,51	1,16 -19,17	3,19 -17,34
$\alpha_1^\infty$ , град: J2000 эклиптика	120,32 122,61	119,25 121,1	118,46 119,90
Длительность перелета, сут	124,9	119,9	113,9
Угловая дальность перелета, град	160,55	153,82	146,24
<i>Дата прилета</i>	14.10.2031	11.10.2031	08.10.2031
$\Delta V_2$ , км/с	1,146	1,145	1,170
$V_2^\infty$ , км/с	3,062	3,060	3,127
$\delta_2^\infty$ , град: J2000 эклиптика экватор Венеры	10,01 -5,69 -6,06	8,35 -6,71 -7,14	6,25 -8,22 -8,69
$\alpha_2^\infty$ , °град: J2000 эклиптика экватор Венеры	138,69 138,02 252,93	140,54 140,28 250,72	142,09 142,41 248,47
$V_{вх}$ , км/с	10,71	10,71	10,73

Вторая коррекция проводится на сотый день после запуска для исправления ошибок первой коррекции. Значение ее характеристической скорости с вероятностью  $3\sigma$  не превысит 3 м/с. Интервал между коррекциями обусловлен необходимостью накопить измерительную информацию для определения командно-программной информации на вторую коррекцию. Для расчета заправки с учетом системных запасов ее значение принято равным 5 м/с.

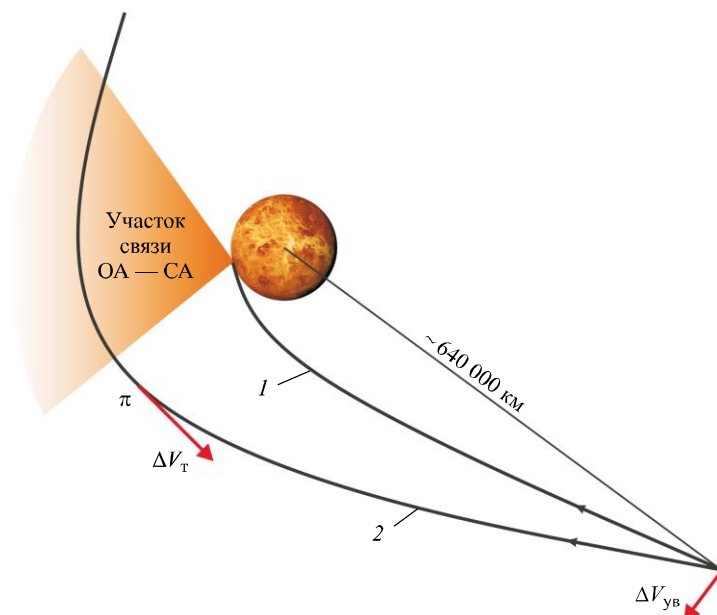


Третья коррекция предназначена для точного наведения КА на точку входа в атмосферу Венеры. Она проводится за трое суток (или более в зависимости от точности реализации заданных траекторных параметров) до достижения Венеры, после чего выполняются траекторные измерения для определения финальных параметров подлета к Венере. Значение ее характеристической скорости может достигать 4 м/с. При более позднем выполнении этой коррекции ее импульс существенно возрастает и уменьшается мерный интервал, по которому определяются окончательные параметры подлетной траектории, и рассчитывается командно-программная информация на торможение для выхода на начальную орбиту искусственного спутника Венеры (ИСВ) [12]. Для расчета заправки КА с учетом системных запасов ее значение принято равным 10 м/с.

**Полет космического аппарата вблизи Венеры.** Разделение составного КА на орбитальный и спускаемый аппараты проводится за 48 ч до подлета к Венере. Спускаемый аппарат продолжает движение по попадающей траектории и входит в атмосферу планеты. Орбитальный аппарат посредством импульса увода переводится на пролетную траекторию с заданной высотой перицентра. В районе перицентра осуществляется торможение, и ОА переходит на полярную орбиту Венеры с периодом обращения 24 или 48 ч, в зависимости от схемы подлета. Взаимное движение СА и ОА должно обеспечить заданное время их связи, отсчитываемое от момента входа в атмосферу и составляющее не менее 3 ч. Максимальная дальность радиосвязи ОА — СА не превышает 40 тыс. км, продолжительность работы СА на поверхности — не более 2 ч [13].

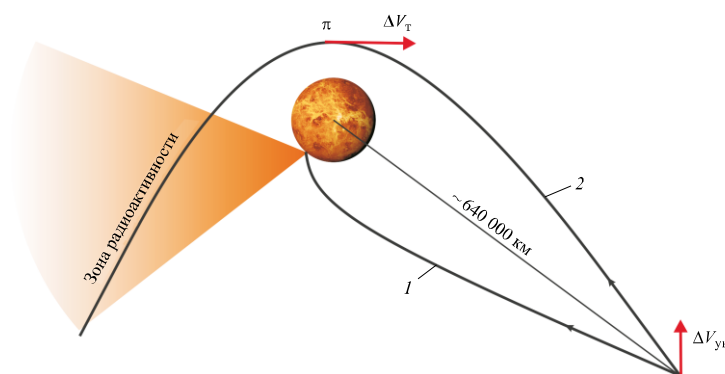
Длительность активного существования ОА составляет 8 лет. За это время будут проходить комплекс научных измерений и съемка поверхности, а также поддержка последующих экспедиций [14]. Теневые интервалы на этой орбите не должны продолжаться более 60 мин. В зависимости от направления импульса увода подлетные схемы разделяются на прямую и петлевую (рис. 2 и 3).

При использовании прямой схемы перицентр орбиты ОА располагается примерно над районом посадки СА. Требование по обеспечению длительности сеанса связи ОА и СА выполняется только путем повышения высоты перицентра до необходимого значения. Зона совместной радиовидимости начинается в районе перицентра орбиты ОА. Применение петлевой схемы подразумевает не только повышение высоты перицентра, но и увеличение орбитальной скорости ОА, для того чтобы синхронизировать время прилета ОА в зону совместной радиовидимости с СА.



**Рис. 2.** Прямая схема выхода орбитального аппарата на орбиту вокруг Венеры:

1 — траектория СА; 2 — траектория ОА;  $\Delta V_{ув}$  — характеристическая скорость маневра увода с траектории входа в атмосферу



**Рис. 3.** Петлевая схема выхода орбитального аппарата на орбиту вокруг Венеры:

1 — траектория СА; 2 — траектория ОА

Основные характеристики орбиты ОА и его маневров в зависимости от схемы подлета и периода орбиты ИСВ при старте с Земли в 2028 г. представлены в табл. 4, в которой приняты следующие обозначения:

$h_p$  — высота перигея, км;

$h_a$  — высота апогея, км;

$\Delta V_{ув}$ , м/с — характеристическая скорость маневра увода с траектории входа в атмосферу;

$\Delta V_T$ , м/с — характеристическая скорость маневра для выхода на начальную орбиту ИСВ;

$\Delta V_{орб}$ , м/с — суммарные затраты характеристической скорости на увод и торможение;

$\Delta V_K$ , м/с — затраты характеристической скорости на поддержание орбиты в течение восьми лет;

$\Delta V_{\Sigma}$ , м/с — суммарные затраты характеристической скорости на выход на орбиту и ее поддержание в течение восьми лет;

$\Delta T_T$ , мин — максимальная длительность теневого участка.

Во всех вариантах, приведенных в табл. 4, требования по трехчасовой длительности совместной зоны радиовидимости ОА и СА, а также предельной дальности 40 тыс. км между аппаратами выполняются.

Таблица 4

Сравнительные характеристики схем подлета

Параметр	Схема подлета			
	петлевая		прямая	
Период орбиты, сут	2	1	2	1
$h_p$ , км	5 530	5 450	13 550	14 590
$h_{\alpha}$ , км	112 000	61 900	112 000	61 900
$\Delta V_{ув}$ , м/с	255	255	115	155
$\Delta V_T$ , м/с	1000	1220	1260	1760
$\Delta V_{орб}$ , м/с	1255	1475	1375	1875
$\Delta V_K$ , м/с	830	150	260	0
$\Delta V_{\Sigma}$ , м/с	2085	1625	1635	1875
$\Delta T_T$ , мин	80	65	235	150

Наиболее оптимальной схемой подлета является петлевая с выходом на суточную орбиту, так как только при полете по такой схеме выполняются ограничения по длительности теневого участка (см. табл. 4 и рис. 4). Это обусловлено тем, что аргумент перицентра в случае применения прямой схемы для данного периода запуска составляет менее  $70^\circ$ .

Параметры начальных орбит ОА с периодом в одни земные сутки, формируемых по петлевой схеме, и затраты характеристической скорости на их формирование и поддержание для трех дат с периодом запуска в 2028 г. представлены в табл. 5, в 2029 г. — в табл. 6 и в 2031 г. — в табл. 7.

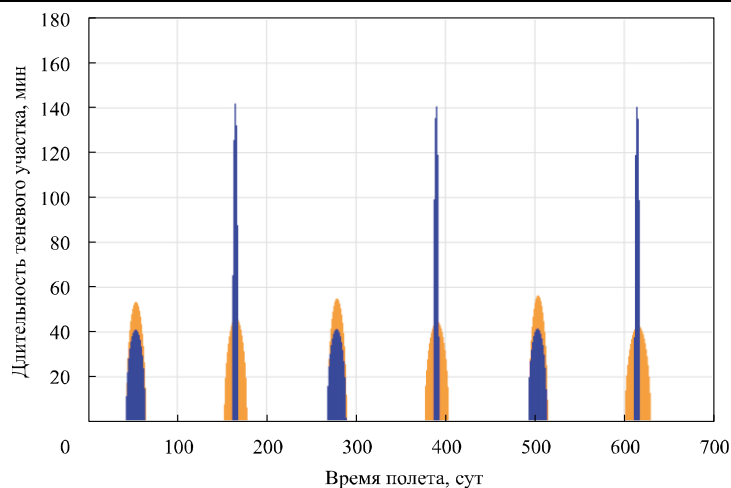


Рис. 4. Длительности теневого участка при полете по петлевой ( ) и прямой ( ) схеме с выходом на суточную орбиту

Таблица 5

Параметры орбит орбитального аппарата и затраты характеристической скорости для периода запуска 2028 г.

Параметр	Значение параметра		
	27-1	27-2	27-3
Обозначение орбиты	27-1	27-2	27-3
Дата отлета	27.12.2027	05.01.2028	15.01.2028
Дата прилета	13.07.2028	20.07.2028	27.07.2028
$h_p$ , км	5450	4920	4070
$h_\alpha$ , км	61 900	61 900	61 900
$\Delta V_{ув}$ , м/с	255	245	225
$\Delta V_T$ , м/с	1220	1255	1315
$\Delta V_{орб}$ , м/с	1475	1500	1540
$\Delta V_k$ , м/с	150	90	95
$\Delta V_\Sigma$ , м/с	1625	1590	1635
$\Delta T_T$ , мин	65	65	60

Варианты орбиты 31-1 и 31-3, приведенные в табл. 7, соответствуют сокращенному периоду запуска. Интервал между крайними датами и центральной датой старта соответствует двум и трем дням в отличие от периодов запуска 2028 и 2029 г., где этот интервал превышает семь дней. Это связано с большими значениями коррекций для поддержания высоты перигентра орбиты ОА.

Таблица 6

**Параметры орбит орбитального аппарата и затраты  
характеристической скорости для периода запуска 2029 г.**

Параметр	Значение параметра		
	29-1	29-2	29-3
Обозначение орбиты	29-1	29-2	29-3
Дата отлета	03.11.2029	10.11.2029	19.11.2029
Дата прилета	23.02.2030	27.02.2030	02.03.2030
$h_p$ , км	3725	4725	5355
$h_\alpha$ , км	61 950	61 920	61 955
$\Delta V_{ув}$ , м/с	220	240	255
$\Delta V_T$ , м/с	1365	1290	1250
$\Delta V_K$ , м/с	60	0	120
$\Delta V_\Sigma$ , м/с	1645	1530	1625
$\Delta T_T$ , мин	60	60	65

Таблица 7

**Параметры орбит орбитального аппарата и затраты  
характеристической скорости для периода запуска 2031 г.**

Параметр	Значение параметра		
	31-1	31-2	31-3
Обозначение орбиты	31-1	31-2	31-3
Дата отлета	12.06.2031	14.06.2031	17.06.2031
Дата прилета	14.10.2031	11.10.2031	08.10.2031
$h_p$ , км	5960	5990	5765
$h_\alpha$ , км	60 875	60 715	61 060
$dt_{AY}$ , с	650	650	655
$\Delta V_{ув}$ , м/с	265	265	260
$\Delta V_T$ , м/с	1220	1220	1235
$\Delta V_K$ , м/с	230	210	210
$\Delta V_\Sigma$ , м/с	1715	1700	1710
$\Delta T_T$ , мин	75	70	70

Для иллюстрации этого в табл. 8 приведены результаты для вариантов орбиты, обозначенных 31-Н и 31-К и соответствующих двухнедельному пусковому периоду, откуда следует, что для коррекций орбиты требуется скорость более 250 м/с. Таким образом,

суммарные затраты характеристической скорости ОА на околовенерианском участке полета возрастают до 1750 м/с, что превышает предел по затратам топлива, заправляемого в его баки.

Таблица 8

Параметры орбит орбитального аппарата и затраты характеристической скорости для расширенного периода запуска 2031 г.

Параметр	Значение параметра	
	31-Н	31-К
Обозначение орбиты	31-Н	31-К
Дата отлета	07.06.2031	21.06.2031
Дата прилета	10.10.2031	08.10.2031
$h_p$ , км	6480	5305
$h_\alpha$ , км	61 900	61 900
$\Delta V_{ув}$ , м/с	280	250
$\Delta V_T$ , м/с	1150	1235
$\Delta V_K$ , м/с	320	255
$\Delta V_\Sigma$ , м/с	1750	1740
$\Delta T_T$ , мин	80	75

Варианты возможных точек посадки СА для периода запуска в 2028 г. показаны на рис. 5, в 2029 г. — на рис. 6 и в 2031 г. — на рис. 7. На них отмечены координаты точек посадки для всех вариантов, соответствующих значению наклона орбиты ОА  $90^\circ$  (см. рис. 5). Они также приведены в табл. 9. Других ограничений на выбор района посадки не накладывалось, однако они могут быть учтены при более глубоком анализе рельефа местности или дополнительных научных задач экспедиции [15].

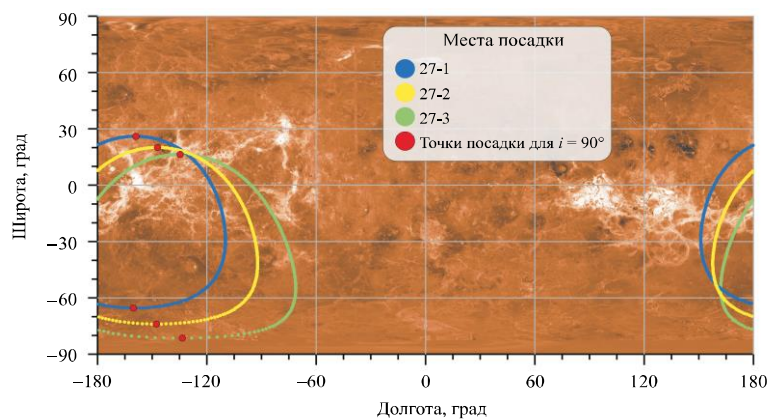


Рис. 5. Точки посадки спускаемого аппарата на поверхность Венеры при запуске в конце декабря 2027 г. — начале января 2028 г.

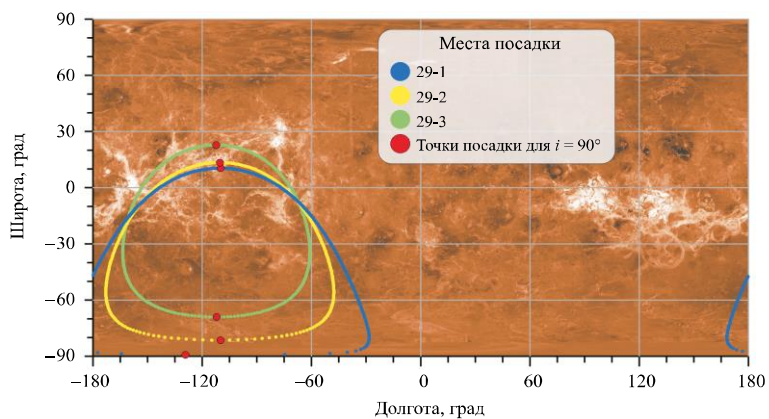


Рис. 6. Точки посадки спускаемого аппарата на поверхность Венеры при запуске в ноябре 2029 г.

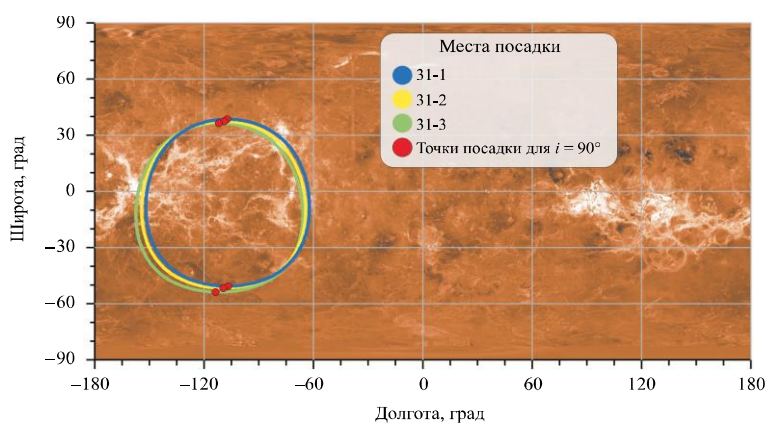


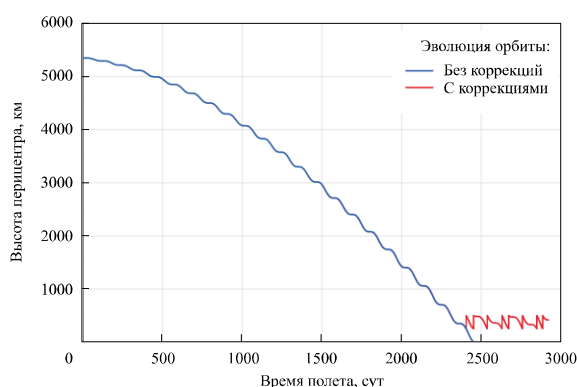
Рис. 7. Точки посадки спускаемого аппарата на поверхность Венеры при запуске в июне 2031 г.

Таблица 9

Координаты точек посадки спускаемого аппарата, соответствующих наклону орбиты орбитального аппарата  $\varepsilon = 90^\circ$

Обозначение	Северное полушарие		Южное полушарие	
	Широта, град	Долгота, град	Широта, град	Долгота, град
27-1	26,03	-158,95	-65,46	-160,24
27-2	20,07	-147,09	-73,92	-147,62
27-3	16,41	-134,76	-81,43	-133,49
29-1	10,41	-109,79	-89,24	-129,25
29-2	13,45	-110,36	-81,39	-109,94
29-3	22,80	-112,32	-69,05	-112,03
31-1	38,51	-107,33	-50,64	-106,76
31-2	37,42	-109,14	-51,70	-109,46
31-3	36,39	-111,87	-53,81	-113,63

Анализ устойчивости орбит ОА и времени ее баллистического существования показал, что высота перицентра во всех случаях постоянно уменьшается. Однако, поскольку начальное значение довольно велико — более 5 тыс. км, длительность полета до достижения опасной границы в 200 км составляет около шести лет. После этого необходимо проводить коррекции для повышения перицентра орбиты и поддержания дальнейшей работы аппарата. На примере варианта орбиты 29-3 на рис. 8 показана эволюция высоты перицентра орбиты ОА в течение восьми лет с учетом и без учета проводимых коррекций. Принято, что маневры проводятся при достижении высотой перицентра значений ниже 250 км. В процессе активного участка этот параметр становится равным 500 км. На каждый из таких маневров требуется около 15 м/с.



**Рис. 8.** Изменение высоты перицентра в зависимости от времени для варианта орбиты 29-3

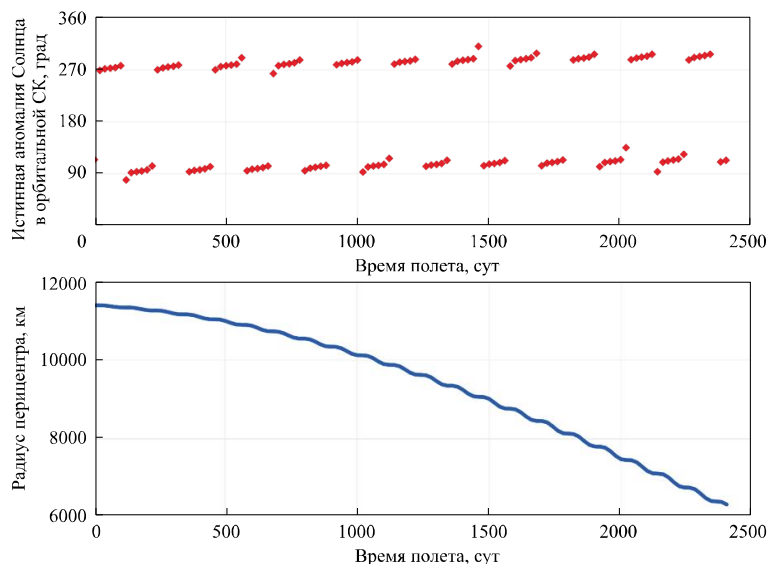
Данные о суммарной характеристической скорости коррекций орбиты ОА для рассматриваемых вариантов сведены в табл. 10. Из этих данных следует, что на поддержание орбиты потребуются скорость около 100 м/с для вариантов с запуском 2027 и 2029 г. и более 200 м/с при запуске в 2031 г. Варианты орбиты 31-Н и 31-К из-за больших величин характеристических скоростей коррекций для реализации экспедиции не рассматриваются.

Уменьшение высоты перицентра объясняется возмущающим гравитационным воздействием Солнца. Известно, что при расположении возмущающего тела в диапазоне  $0...90^\circ$  и  $180^\circ...270^\circ$ , т. е. в первой или третьей четверти значения угла между перицентром и направлением на возмущающее тело, радиус перицентра будет увеличиваться, а радиус апоцентра — уменьшаться, и эксцентриситет орбиты будет стремиться к нулю [10]. И наоборот, расположение возмущающего тела во второй или четвертой четверти по истинной аномалии приводит к вытягиванию формы орбиты — уменьшению радиуса перицентра и увеличению радиуса апоцентра. Таким образом, уменьшение перицентра орбиты ОА вызвано расположением Солнца во второй и четвертой четверти, что показано на рис. 9.



**Параметры коррекций КА на орбите искусственного спутника Венеры для разных вариантов экспедиций**

Вариант	Суммарная характеристическая скорость коррекций, м/с	Число маневров
27-1	90	6
27-2	60	4
27-3	75	5
29-1	60	4
29-2	0	0
29-3	120	8
31-Н	320	21
31-1	225	15
31-2	210	14
31-3	210	14
31-К	255	17

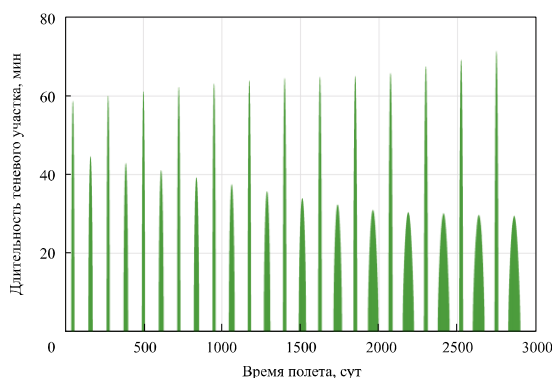


**Рис. 9.** Истинная аномалия Солнца и радиус перигея орбиты искусственного спутника Венеры в зависимости от времени для варианта орбиты 29-3

Теоретически можно увеличить время баллистического существования, изменив либо аргумент перигея орбиты ОА либо истинную аномалию Солнца в момент прилета. Однако в данном случае эти способы невозможно использовать. Изменение значения аргумента перигея приведет к изменению значения наклона

орбиты, которое определено условиями проведения научных наблюдений и условиями работы научной аппаратуры. Варьированием даты старта и длительности перелета к Венере можно изменить начальный аргумент перицентра орбиты таким образом, чтобы он находился в пределах, требуемых для продолжительного существования КА на орбите. Однако для смещения на  $90^\circ$  требуется сдвинуть дату прилета примерно на 60 дней, что приведет к возрастанию в несколько раз асимптотических скоростей отлета от Земли и подлета к Венере, а это значительно превосходит возможности современной ракетно-космической техники.

Параллельно с анализом длительности баллистического существования орбиты ОА был проведен расчет длительности теневых интервалов на ней. Он показал, что во всех случаях продолжительность тени от Венеры не превышает 70 мин, что определяется расположением перицентра относительно узла орбиты. Близость аргумента перицентра к  $0$  или  $180^\circ$  в эклиптической системе координат приводит при нахождении КА в районе апоцентра к большой продолжительности теневых интервалов — до 3 ч. Следует отметить, что в рассматриваемых здесь случаях такого не происходит. Характерный график зависимости длительности теневых участков от времени полета на примере варианта орбиты 31-2 показан на рис. 10.



**Рис. 10.** Изменение длительности теневых интервалов на орбите орбитального аппарата в зависимости от времени для варианта орбиты 31-2

**Закключение.** Изложенное выше позволяет сформулировать следующие выводы.

Разработанная схема полета Экспедиции 1 предусматривает запуск в конце декабря 2027 г. — начале января 2028 г. Экспедиция 2 может быть запущена с Земли в ноябре 2029 г. или в июне 2031 г. Полет до Венеры будет длиться от четырех до шести месяцев.

Масса полезной нагрузки, выводимой на межпланетную траекторию ракетой-носителем «Ангара-А5» и разгонным блоком ДМ-03 при запуске в пусковом периоде на стыке 2027 и 2028 г., составляет от 4450 до 4800 кг в зависимости от даты старта и длительности перелета. Запуск в ноябре 2029 г. позволяет вывести на траекторию перелета к Венере примерно на 200 кг больше — от 4600 до 5100 кг.

При запуске в июне 2031 г. масса выводимой полезной нагрузки возрастает до значений от 5150 до 5500 кг.

Для коррекций межпланетной траектории потребуется характеристическая скорость примерно 50 м/с.

С учетом ограничений при проведении сеанса связи орбитального и посадочного аппаратов и длительности теневых интервалов на орбите выбрана петлевая схема выхода на полярную орбиту вокруг Венеры с периодом в одни сутки и высотой перицентра около 5300 км. Суммарные затраты характеристической скорости орбитального аппарата на этом этапе не превысят 1700 м/с.

В течение первых шести лет полета не требуется проводить коррекции траектории орбитального аппарата. Затем высота перицентра орбиты опускается до значений менее 250 км, и на поддержание орбиты необходимо обеспечение характеристической скорости в диапазоне значений 100...200 м/с. Длительность теневых интервалов на всем околосолнечном участке не превысит 70 мин.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Zasova L.V., Gorinov D.A., Eismont N.A., Kovalenko I.D., Abbakumov A.S., Bober S.A. Venera-D: A design of an automatic space station for Venus exploration. *Solar System Research*, 2019, vol. 53 (7), pp. 506–510.
- [2] Воронцов В.А. Крайнов А.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Хартов В.В. Предложения по расширению программы исследования Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО имени С.А. Лавочкина. *Труды МАИ*, 2012, № 52, с. 13. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/2b6/predlozheniya-po-rasshireniyu-programmy-issledovaniy-venery-s-uchetom-opyta-proektnykh-razrabotok-npo-im.-s.a.-lavochkina.pdf>
- [3] Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В., Коваленко И.Д., Горинов Д.А., Аббакумов А.С., Бобер С.А. Сценарий и траектория миссии «Венера-Д». *Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2018, № 4, с. 11–18.
- [4] Засова Л.В., Горинов Д.А., Эйсмонт Н.А., Коваленко И.Д., Аббакумов А.С., Бобер С.А. «Венера-Д» — проект автоматической станции для исследования Венеры. *Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2018, № 3, с. 13–17.
- [5] Glaze L.S., Wilson C.F., Zasova L.V., Nakamura M., Limaye S. Future of Venus research and exploration. *Space Science Reviews*, 2018, vol. 214 (5), pp. 1–37.
- [6] Воронцов В.А., Карчаев Х.Ж., Мартынов М.Б., Примаков П.В. Программа исследования Венеры и международное сотрудничество. *Труды МАИ*, 2016, № 86, с. 15. URL: [https://mai.ru/upload/iblock/1aa/vorontsov\\_karchaev\\_martynov\\_primakov\\_rus.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/1aa/vorontsov_karchaev_martynov_primakov_rus.pdf)
- [7] Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The planetary and lunar ephemeris DE430 and DE431. *Interplanetary Network Progress Report 42-196*. Jet Propulsion Laboratory, 2014.
- [8] Konopliv A.S., Banerdt W.B., Sjogren W.L. Venus gravity: 180th degree and order model. *Icarus*, 1999, vol. 139.1, pp. 3–18.

- [9] Эйсмонт Н.А., Корянов В.В., Федяев К.С., Бобер С.А., Зубко В.А., Беляев А.А. Возможность расширения достижимых областей посадки в рамках проекта «Венера-Д» путем выбора окон старта. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 4 (100). <http://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-4-1975>
- [10] Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С., Захваткин М.В., Корянов В.В., Лавренев С.М., Морской И.М., Симонов А.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. *Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы*. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2018, 336 с.
- [11] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Лавренев С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Баллистическое проектирование полетов к Венере в эпоху 2021-2028 гг. Области достижимости при посадке. *ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Препринт № 76*. Москва, 2018, с. 1–28.
- [12] Borovin G.K., Grushevskii A.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Russian exploration of Venus: past and prospects. *Mathematica Montisnigri*, 2019, vol. 45, pp. 137–148.
- [13] Vorontsov V.A., Lokhmatova M.G., Martynov M.B., Pichkhadze K.M., Simonov A.V., Khartov V.V., Zasova L.V., Zelenyi L.M., Korablev O.I. Prospective spacecraft for Venus research: Venera-D design. *Solar System Research*, 2011, vol. 45, no. 7, pp. 710–714.
- [14] Kovalenko I.D., Eismont N.A., Limaye S.S., Zasova L.V., Gorinov D.A., Simonov A.V. Micro-spacecraft in Sun-Venus Lagrange point orbit for the Venera-D mission. *Advances in Space Research*, 2019, vol. 66, pp. 21–28. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.10.027>
- [15] Ivanov M.A., Zasova L.V., Gerasimov, M.V., Korablev O.I., Marov M.Y., Zelenyi L.M., Ignatev N.I., Tuchin, A.G. The nature of terrains of different types on the surface of Venus and selection of potential landing sites for a descent probe of the Venera-D mission. *Solar System Research*, 2017, vol. 51 (1), pp. 1–19.

Статья поступила в редакцию 21.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Симонов А.В., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С., Поль В.Г., Косенкова А.В. Особенности проектирования траекторий перспективных космических аппаратов для исследования Венеры. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 10.

<http://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-10-2122>

**Симонов Александр Владимирович** — канд. техн. наук, главный математик АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика средств выведения и межпланетных космических аппаратов. e-mail: SimonovAV@laspace.ru

**Ковалева Светлана Дмитриевна** — математик АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика средств выведения и межпланетных космических аппаратов. e-mail: KovalevaSD@laspace.ru

**Гордиенко Евгений Сергеевич** — канд. техн. наук, математик первой категории АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: баллистика околоземных и лунных космических аппаратов. e-mail: GordienkoES@laspace.ru

**Поль Вадим Георгиевич** — канд. техн. наук, ведущий специалист АО «НПО Лавочкина»; Ветеран космонавтики. Область деятельности и научных интересов: системный анализ, баллистика околоземных и межпланетных объектов.  
e-mail: polvad@laspace.ru

**Косенкова Анастасия Владимировна** — инженер-конструктор второй категории АО «НПО Лавочкина». Область деятельности и научных интересов: проектирование околоземных, лунных и межпланетных космических аппаратов.  
e-mail: TarasovaAV@laspace.ru

## Specifics of designing trajectories of perspective spacecraft for Venus exploration

© A.V. Simonov, S.D. Kovaleva, E.S. Gordienko,  
V.G. Pol, A.V. Kosenkova

Lavochkin Research and Production Association,  
Khimki, Moscow Region, 141402, Russia

*The paper describes the mission profile of the perspective Venus exploration project spacecraft with launches planned for 2027–2031. The main aspects of selecting the optimal launch dates are considered. The sequences of an orbiter injection to a highly elliptical orbit and a lander delivery to the surface of Venus are described. The rationale for the operating orbit as well as for the injection sequence that will enable Venus-to-Earth data transfer are provided. The lifespan of the lander, including its parachute descent, is limited by the high temperature of the lower atmosphere close to the surface (up to 460 degrees Celsius) and is expected to be no more than three hours. Therefore, a key feature of the mission profile development is designing the sequence of the orbital vehicle maneuvers, which ensures robust communication with the lander during this time within a range of 40 thousand kilometers.*

**Keywords:** trajectory, interplanetary flight, Venus, spacecraft, optimization

### REFERENCES

- [1] Zasova L.V., Gorinov D.A., Eismont N.A., Kovalenko I.D., Abbakumov A.S., Bober S.A. *Solar System Research*, 2019, vol. 53 (7), pp. 506–510.
- [2] Vorontsov V.A., Kraynov A.M., Martynov M.B., Pichkhadze K.M., Khar-tov V.V. *Trudy MAI (MAI Proceedings)*, 2012, no. 52, p. 13. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/2b6/predlozheniya-po-rasshireniyu-programmy-issledovaniy-venery-s-uchetom-opyta-proektnykh-razrabotok-npo-im.-s.a.-lavochkina.pdf>
- [3] Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A. *Vestnik “NPO imeni S.A. Lavochkina” (Bulletin of the Lavochkin Association)*, 2018, no. 4, pp. 11–18.
- [4] Zasova L.V., Gorinov D.A., Eismont N.A., Kovalenko I.D., Abbakumov A.S., Bober S.A. *Vestnik “NPO imeni S.A. Lavochkina” (Bulletin of the Lavochkin Association)*, 2018, no. 3, pp. 13–17.
- [5] Glaze L.S., Wilson C.F., Zasova L.V., Nakamura M., Limaye S. *Space Science Reviews*, 2018, vol. 214 (5), pp. 1–37.
- [6] Vorontsov V.A., Karchaev K.Z., Martynov M.B., Primakov P.V. *Trudy MAI (MAI Proceedings)*, 2016, no. 86, p. 15. Available at: [https://mai.ru/upload/iblock/1aa/vorontsov\\_karchaev\\_martynov\\_primakov\\_rus.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/1aa/vorontsov_karchaev_martynov_primakov_rus.pdf)
- [7] Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. *Interplanetary Network Progress Report 42-196*, Jet Propulsion Laboratory, 2014.
- [8] Konopliv, A.S., Banerdt W.B., Sjogren W.L. *Icarus*, 1999, vol. 139.1, pp. 3–18.
- [9] Eismont N.A., Koryanov V.V., Fedyaev K.S., Bober S.A., Zubko V.A., Belyaev A.A. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal:*

*Science and Innovation*, 2020, iss. 4 (100). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-4-1975

- [10] Borovin G.K., Golubev Yu.F., Grushevskiy A.V., Zaslavsky G.S., Zahvatkin M.V., Koryanov V.V., Lavrenov S.M., Morskoy I.M., Simonov A.V., Stepaniants V.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A., Yaroshevsky V.S. *Ballistiko-navigatsionnoe obespechenie poletov avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov k telam Solnechnoy sistemy* [Ballistic and navigation support for flights of automatic spacecraft to the bodies of the solar system]. Khimki, Lavochkin Association Publ., 2018, 336 p.
- [11] Golubev Yu.F., Grushevskii A.V., Kiseleva I.P., Koryanov V.V., Lavrenov S.M., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Ballisticheskoe proektirovanie poletov k Venere v epokhu 2021–2028 gg. Oblasti dostizhimosti pri posadke [Ballistic design of flights to Venus in the epoch of 2021–2028. Landing accessibility areas]. *Keldysh Institute Preprints*, iss. 76. Moscow, 2018, pp. 1–28.
- [12] Borovin G.K., Grushevskiy A.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. *Mathematica Montisnigri*, 2019, vol. 45, pp. 137–148.
- [13] Vorontsov V.A., Lokhmatova M.G., Martynov M.B., Pichkhadze K.M., Simonov A.V., Khartov V.V., Zasova L.V., Zelenyi L.M., Korablev O.I. *Solar System Research*, 2011, vol. 45, no. 7, pp. 710–714.
- [14] Kovalenko I.D., Eismont N.A., Limaye S.S., Zasova L.V., Gorinov D.A., Simonov A.V. *Advances in Space Research*, 2019, vol. 66, pp. 21–28. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.10.027>
- [15] Ivanov M.A., Zasova L.V., Gerasimov M.V., Korablev O.I., Marov M.Y., Zelenyi L.M., Ignatev N.I., Tuchin A.G. *Solar System Research*, 2017, vol. 51 (1), pp. 1–19.

**Simonov A.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Chief Mathematician, Lavochkin Research and Production Association; specializes in ballistics of launch vehicles and interplanetary spacecraft. e-mail: SimonovAV@laspace.ru

**Kovaleva S.D.**, Mathematician, Lavochkin Research and Production Association; specializes in ballistics of launch vehicles and interplanetary spacecraft. e-mail: KovalevaSD@laspace.ru

**Gordienko E.S.**, Cand. Sc. (Eng.), 1<sup>st</sup> category Mathematician, Lavochkin Research and Production Association; specializes in ballistics of near-Earth and lunar spacecraft. e-mail: GordienkoES@laspace.ru

**Pol V.G.**, Cand. Sc. (Eng.), Lead Specialist, Lavochkin Research and Production Association; Hon. Veteran of cosmonautics; specializes in system analysis, ballistics of near-Earth and interplanetary objects. e-mail: polvad@laspace.ru

**Kosenkova A.V.**, 2<sup>nd</sup> category Design Engineer, Lavochkin Research and Production Association; specializes in development of near-Earth, moon and interplanetary spacecraft. e-mail: TarasovaAV@laspace.ru