

УДК 521.3, 523.6

## АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К ВЕНЕРЕ С ПРОЛЕТОМ АСТЕРОИДОВ

© 2024 г. В. А. Зубко<sup>a, \*</sup>, Н. А. Эйсмонт<sup>a</sup>, Р. Р. Назиров<sup>a</sup>, К. С. Федяев<sup>a, b</sup>, А. А. Беляев<sup>a</sup>

<sup>a</sup> Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

<sup>b</sup> Московский авиационный институт, Москва, Россия

\*e-mail: v.zubko@iki.rssi.ru

Поступила в редакцию 06.11.2023 г.

После доработки 07.11.2023 г.

Принята к печати 19.01.2024 г.

Проведено исследование энергетически малозатратных баллистических траекторий перелета космического аппарата к Венере с попутным пролетом астероидов. Показано, что при использовании схем, включающих гравитационный маневр, требуемый для доставки посадочного аппарата в заданный район на поверхности Венеры, возможен пролет хотя бы одного астероида. Всего было обнаружено 39 астероидов, пролет которых может быть осуществлен при старте в 2029–2050 гг. Проведен анализ достижимых районов посадки при перелете космического аппарата к Венере по траекториям данного типа. Показано, что в каждое из окон старта в период с 2029 по 2050 гг. можно найти астероид, пролет которого оказывается возможным в период времени между двумя сближениями космического аппарата с Венерой.

**Ключевые слова:** Венера, гравитационный маневр, резонансные орбиты, схемы перелета, межпланетные траектории, миссия к астероидам

**DOI:** 10.31857/S0320930X24030077, **EDN:** NDXEXR

### ВВЕДЕНИЕ

Исследование астероидов является важным элементом развития научного познания состава и строения Солнечной системы. Первые астероиды были открыты в самом начале XIX века при помощи оптических наблюдений, сегодня эти объекты изучаются с использованием также и средств космического базирования (космических телескопов, исследовательских зондов). Среди наиболее известных миссий к малым телам Солнечной системы отметим проекты “Vega-1 и -2”, Giotto, DeepImpact, NEAR, Hayabusa, Osiris-ReX и другие. Всего же на сегодняшний день с помощью космических аппаратов исследовано 39 (29 из них с пролетной траектории) малых тел Солнечной системы (из списка миссий к малым телам, приведенного на сайте JPL NASA <https://ssd.jpl.nasa.gov/sb/targets.html> (дата обращения 30/10/2023)), из которых только 7 объектов — короткопериодические кометы, что составляет лишь незначительную часть от общего числа известных малых тел: современные каталоги насчитывают 452 нумерованные кометы (из 3757 известных) и 1132058 астероидов (число астероидов и комет приведено на момент 2021–09–13 19:03:09 <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

[sb/elem\\_tables.html](#) (дата обращения 10/21/2023) по состоянию на 2021 г.).

Миссии Stardust, Hayabusa, Hayabusa2, Osiris-ReX совершили революцию в области космических исследований, доставив на Землю частицы породы, собранные на комете 81P/Wild 2 (Stardust) и на астероидах 25143 Итокава (Hayabusa), 162173 Рюгу (Hayabusa2), 101955 Бенну (Osiris-ReX).

В ближайшие годы (2022–2026) планируются как новые миссии к малым телам Солнечной системы, среди которых крупный металлический астероид главного пояса 16 Психея, так и расширение (продление) программ полета функционирующих космических аппаратов (КА), таким примером служит Osiris-ReX (Laretta и др., 2017), который после доставки грунта с астероида 101955 Бенну (24.09.2023 г. грунт был доставлен на Землю) будет направлен на сближение с астероидом 99942 Апофис (DellaGiustina, 2022). Другой пример продления миссии — Hayabusa2, в рамках которой планируется пролет астероидов 2001 CC21 в июле 2026 г. и 1998 KY26 в июле 2031 г. (Hirabayashi и др., 2021; Kikuchi и др., 2023). Большой вклад в изучение структуры троянских астероидов Юпитера должна принести миссия Lucy (Levison

и др., 2021; Olkin и др., 2021) (находится в полете с 2021 г.).

Космические миссии, в которых предполагается непосредственное исследование одного астероида, т. е. полет к нему с последующим выходом на орбиту спутника или посадкой на поверхность, обладают как неоспоримым преимуществом — получение максимального числа данных о строении и составе астероида — так и некоторыми недостатками, к числу наиболее очевидных из них можно отнести высокую стоимость. С другой стороны космические проекты, предполагающие изучение астероидов с пролетной траектории, т. е. когда КА в течение некоторого времени может наблюдать астероид с близкого расстояния, лишены обозначенного недостатка и позволяют проводить исследование многих объектов в рамках одной схемы перелета (в качестве примера можно упомянуть миссии Lucy (Levison и др., 2021) и Hanes (Sukhanov, 1996). Однако такой подход несет в себе недостаток, связанный с тем, что количество научной информации, получаемое с пролетной траектории, несравнимо меньше, чем в случаях контактных исследований или изучения астероида с орбиты его искусственного спутника.

Перспективным представляется направление развития космических миссий, включающих этап попутного исследования астероидов в рамках выполнения основной научной программы. Наиболее яркими примерами служат снимки астероидов 243 Ида (см. рис. 1а) и 951 Гаспра (Belton и др., 1996), полученные с борта межпланетной станции Galileo, астероида 2685 Мазурского, сделанные с КА Cassini—Huygens (Porco и др., 2005), а также прохождение газовых хвостов нескольких комет КА Ulysses (Neugebauer и др., 2007). Известен также пролет астероида Главного пояса 253 Матильда (см. рис. 1б), совершенный КА NEAR (Veeverka и др., 1997; 1999) во время перелета к астероиду 433 Эрос, подобное сближение, помимо получения высококачественных снимков, позволило определить массу астероида.

К числу успешных исследований астероидов с пролетной траектории можно отнести и пролет транснептунового объекта 486958 Апрокот (Stern и др., 2018) в рамках программы полета межпланетной станции New Horizons (пролет произошел 01.01.2019 г.). Одним из последних и наиболее ярких событий с точки зрения исследования астероидов с пролетной траектории стало сближение аппарата Lucy с астероидом 152830 Динкинеш, произошедшее 01.11.2023 г. (de Leon и др., 2023; Bolin и др., 2023), в результате которого были получены снимки поверхности астероида и обнаружено наличие у него спутника (рис. 1в).

Пролет астероидов рассматривается в качестве возможного продолжения миссий, функциони-

рующих в настоящее время; например, для КА “Спектр-Рентген-Гамма” были проведены исследования (Eismont и др., 2021), в которых показано, что после 2026 г. (предполагаемая дата завершения основной части миссии) аппарат может быть перенаправлен для изучения с пролетной траектории околоземных астероидов, таких как 99942 Апофис, 1997 XF11 и др.

Отметим, что существуют работы, в которых подобное исследование проведено для перспективных космических миссий к далеким космическим объектам, например, объектам Пояса Койпера, рассеянного диска и к возможным объектам Облака Оорта (90377 Седна, 2012 VP113 и другим транснептуновым телам) (Baskaran и др., 2014).

В настоящей работе рассматривается возможность попутного изучения астероида космическим аппаратом, совершающим перелет по схеме Земля—Венера—Венера, где гравитационный маневр у Венеры производится для изменения места посадки. Ранее авторами был разработан возможный баллистический сценарий такой миссии, состоящий из следующих этапов (Eismont и др., 2021).

1. Старт миссии с низкой околоземной орбиты и перелет к Венере по гелиоцентрической траектории.

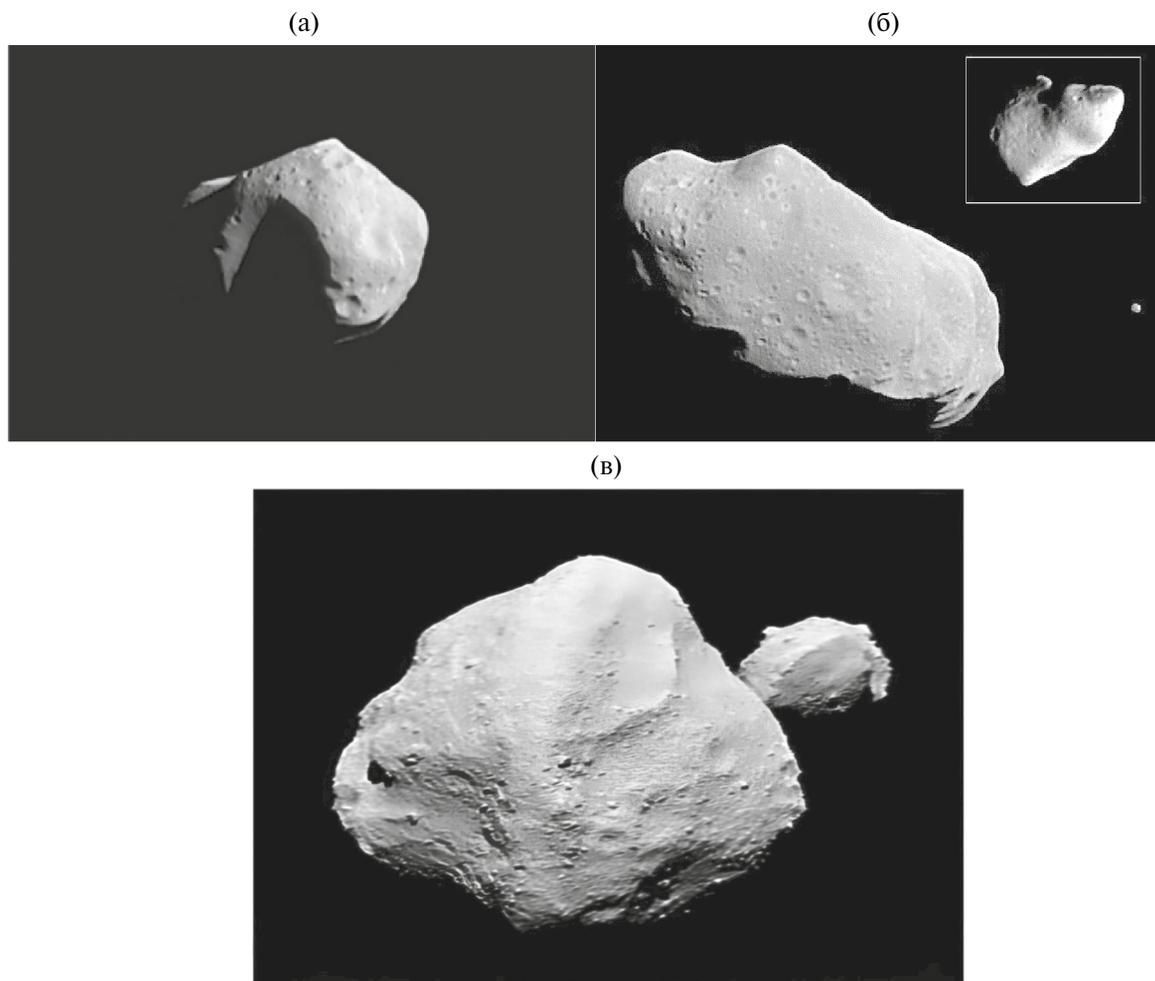
2. Первое сближение с Венерой и переход на гелиоцентрическую орбиту с периодом, равным орбитальному периоду Венеры (т. е. на резонансную 1:1 орбиту).

3. Перелет по резонансной орбите до следующего сближения с Венерой.

4. Второе сближение с Венерой и посадка в заданной области ее поверхности.

Показано, что за счет выбора резонансной орбиты и даты старта внутри заданного окна можно обеспечить посадку аппарата на этапе 4 практически в любую область поверхности планеты.

Демонстрируется, что включенный в состав сценария попутный безымпulseный пролет (здесь и далее под этим термином будем понимать отсутствие дополнительных импульсов при пролете КА астероида; отметим, что затраты на корректирующие маневры при этом не учитываются) малого небесного тела приводит к существенным ограничениям, которые сокращают достижимые области посадки. Однако при этом в работе показано, что данные ограничения могут быть устранены путем выбора подходящего астероида из числа тех, пролет которых может быть совершен без дополнительных импульсов (за исключением импульсов для коррекции траектории полета), или путем переноса даты старта в другое пусковое окно, или сдвига самого пускового окна за счет некоторого увеличения  $\Delta V_0$  (характеристическая скорость, необходимая КА для перехо-



**Рис. 1.** Пример снимков астероидов, полученных с борта космических аппаратов: (а) – фотография астероида 253 Матильда, сделанная во время его облета (27.06.1997 г.) аппаратом NEAR ([https://nssdc.gsfc.nasa.gov/imgcat/html/object\\_page/nea\\_19970627\\_mos.html](https://nssdc.gsfc.nasa.gov/imgcat/html/object_page/nea_19970627_mos.html) (дата обращения 02.11.2023) ©NASA/JPL); (б) – фотография астероида Главного пояса 243 Ида и его спутника I Дактиль (18.10.1989 г.), сделанная с автоматической межпланетной станции Galileo при полете к Юпитеру ©NASA/JPL (<https://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA00119> (дата обращения 02.11.2023)); (в) – фотография астероида 152830 Динкинеш ©NASA/Goddard/SwRI/Johns Hopkins APL/NOAO (<https://www.nasa.gov/image-article/nasas-lucy-spacecraft-discovers-2nd-asteroid-during-dinkinesh-flyby/> (дата обращения 02.11.2023)).

да с низкой околоземной орбиты на траекторию перелета от Земли к Венере, рассчитывается без учета гравитационных потерь и дополнительных корректирующих маневров).

В работе (Zubko, 2023a) были сделаны оценочные расчеты траекторий перелета КА к Венере, при движении по которым КА, совершающий полет к планете, после гравитационного маневра и перехода на резонансную орбиту (под орбитой (или траекторией) КА, резонансной с орбитой планеты в соотношении  $m:n$  (далее для краткости будем называть такую орбиту КА резонансной  $m/n$ ) в работе понимается гелиоцентрическая орбита КА, отношение периода которой к периоду орбиты планеты является рациональным числом  $m/n$ ) с целью повторной встречи с Венерой (т. е. на этапе 3 перелета) осуществляет пролет небольшого астероида.

В рамках настоящего исследования было отобрано 120 малых небесных тел, удовлетворяющих главным образом критерию характерного размера, который должен составлять не менее 1 км. Для 39 из этих 120 небесных тел определены траектории перелета к ним в пределах исследуемого интервала дат старта с 2029 по 2050 гг. Такой интервал дат принят с учетом результатов работ (Zubko, 2022; 2023b) и того, что все разрабатываемые в настоящее время миссии по исследованию Венеры: “Венера-Д” (Eismont, 2018; Zasova, 2018; Vorontsov, 2011; Симонов и др., 2021), DAVINCI+ (Garvin и др., 2022), VERITAS (Smrekar и др., 2016), EnVision (Widemann и др., 2020) запланированы к реализации в период с 2029 по середину 2030 гг., а также с учетом возможности разработки последующих подобных миссий.

Полученные в работе результаты показывают, что представленный подход позволяет проектировать траектории перелета КА к Венере с посадкой в заданной области, в том числе и с попутным безымпulsiveм облетом астероида. Показано, что требование к безымпulsiveму пролету астероида сокращает доступные в результате гравитационного маневра области посадки. Построены области посадки и определены астероиды, пролет которых возможен при отсутствии дополнительных импульсов на интервале дат старта с 2029 по 2040 гг.

### ВЫБОР ЦЕЛЕВЫХ АСТЕРОИДОВ ИЗ МЕЖДУНАРОДНЫХ КАТАЛОГОВ

Для выбора астероидов, пролет которых может быть осуществим в рамках рассматриваемой миссии к Венере, использовалась база данных Лаборатории реактивного движения NASA (JPL), содержащая сведения о более чем 1.5 млн малых тел Солнечной системы, среди которых выбирались астероиды, удовлетворяющие критериям, описываемым ниже.

- Астероид должен принадлежать к группе нумерованных астероидов.

Данное требование обуславливается тем, что орбиты астероидов, принадлежащих к группе нумерованных, известны с хорошей точностью и периодически уточняются. Так, большие полуоси и эксцентриситеты орбит нумерованных астероидов, которые или полностью располагаются внутри орбиты Земли, или ее пересекают, известны с точностью не хуже  $10^{-7}$  а. е. для большой полуоси и  $10^{-9}$  для эксцентриситета; угловые параметры, согласно оценкам JPL, известны с худшей точностью (до  $10^{-5}$  а.е.).

- Перигелий орбиты астероида не должен составлять менее 0.8 а. е.

В работе (Zubko, 2023b) было показано, что введение такого ограничения позволяет упростить поиск астероидов, орбиты которых хотя бы частично проходят вблизи орбиты Венеры, что позволяет допустить возможность сближения с такими астероидами КА, находящегося на резонансной 1:1 орбите.

Так, в случае уменьшения минимальной допустимой величины перигелия, список потенциально доступных для сближения астероидов будет расти, однако вместе с тем понадобится или вводить ограничения на эксцентриситет орбиты таких астероидов, или осуществлять поиск траекторий сближения с теми астероидами, с которыми сближение возможно только путем перевода КА на резонансную орбиту с высоким афелием, т. е. на резонансную 1:n орбиту, где  $n \gg 1$ , что крайне нежелательно, поскольку приведет к кратному уве-

личению времени между двумя последовательными сближениями КА с Венерой и, следовательно, к резкому увеличению продолжительности миссии в целом.

- Диаметр астероида должен составлять не менее 1 км.

Данный критерий позволяет выделить только относительно крупные объекты, которые могут представлять больший интерес для научного исследования. Отметим, что приведенные в каталоге JPL диаметры астероидов оцениваются по следующей зависимости ([https://cneos.jpl.nasa.gov/tools/ast\\_size\\_est.html](https://cneos.jpl.nasa.gov/tools/ast_size_est.html) (дата обращения 05.11.2023)):

$$d = 1329 / \sqrt{p_v} 10^{-0.2H},$$

где  $d$  – диаметр астероида, км;  $p_v$  – геометрическое альbedo;  $H$  – абсолютная звездная величина.

Однако при использовании этой зависимости необходимо учитывать неопределенность в оценке геометрического альbedo, которая может достигать более 50% для большинства астероидов, диаметр которых приводится в базах данных. В частности, в используемой нами базе данных JPL в том случае, если альbedo астероида известно с низкой точностью, его диаметр приводится из расчета, что в среднем для большинства астероидов альbedo приблизительно равно 0.15. Таким образом, оценка диаметра астероида может оказаться весьма грубой. Тем не менее данный критерий хоть и не является надежным для определения точного размера астероида, но позволяет выделить те объекты, для которых имеется хотя бы какая-либо оценка диаметра.

С использованием вышеприведенных критериев из каталога JPL для дальнейшего рассмотрения было отобрано 120 малых небесных тел, среди них 116 астероидов и 4 кометы.

### МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИИ КА С ПОПУТНЫМ ПРОЛЕТОМ АСТЕРОИДА

Предлагаемая методика определения траектории перелета КА к Венере с посадкой в заданной области ее поверхности и попутным безымпulsiveм пролетом астероида состоит из двух этапов.

1. Определение минимального расстояния ( $\Delta r_{\min}$ ), на которое КА сближается с астероидом, и соответствующего момента времени сближения. Предварительный отбор астероидов, для которых  $\Delta r_{\min}$  меньше некоторой величины ( $\Delta r_{\min}^{\lim}$ ), в настоящей работе на основе многократных расчетов принято ограничение ( $\Delta r_{\min}^{\lim} = 20$  млн км).

2. Уточнение траектории сближения КА с астероидом путем ее разбиения на отдельные участки, определяемые путем решения задачи Эйлера–Ламберта, с последующим их склеиванием.

Рассмотрим подробнее первый этап. Пусть известны кеплеровские элементы  $a_1(\Phi, \gamma)$ ,  $e_1(\Phi, \gamma)$ ,  $i_1(\Phi, \gamma)$ ,  $\Omega_1(\Phi, \gamma)$ ,  $\omega_1(\Phi, \gamma)$ ,  $f_1(\Phi, \gamma)$  резонансной гелиоцентрической орбиты КА после гравитационного маневра. Здесь  $\Phi$  и  $\gamma$  – углы, которые задают ориентацию вектора асимптотической скорости КА при подлете к Венере в локальной орбитальной системе координат (несколько модифицированной относительно классической так, что ось абсцисс направлена по вектору гелиоцентрической скорости Венеры, ось аппликат направлена по вектору интеграла площадей, а ось ординат дополняет тройку векторов до правой и находится в плоскости орбиты Венеры; оси системы координат зафиксированы на момент времени  $t_1$  подлета КА к Венере), как в работе (Zubko, 2023b). Первый параметр  $\Phi$  определяет энергетические характеристики орбиты КА после гравитационного маневра у Венеры,  $\gamma$  определяет ориентацию плоскости орбиты относительно орбиты Венеры. Отметим, что, поскольку величина  $\Phi$  постоянна, то и большая полуось резонансной орбиты  $a_1(\gamma)$  также является константой.

Требуется определить моменты времени, соответствующие дате старта с Земли ( $t_0$ ), первому облету Венеры ( $t_1$ ), максимальному сближению КА с астероидом ( $t_2$ ).

Координаты и скорости целевого астероида в гелиоцентрической системе координат в момент сближения с аппаратом  $t_2$  определяются по эфемеридам JPL  $\{r_{ast,x}, r_{ast,y}, r_{ast,z}, V_{ast,x}, V_{ast,y}, V_{ast,z}\}$ .

Координаты КА на момент времени  $t_2$  могут быть получены с помощью следующих преобразований.

1. Задается точка посадки в планетографических координатах  $\lambda_L, \phi_L$ , а также радиус окружности допустимых отклонений. Центр упомянутой окружности располагается в точке  $(\lambda_L, \phi_L)$ .

2. По заданным значениям координат точки посадки и окружности допустимых отклонений определяются требуемые значения  $\gamma$  и  $\Delta\gamma$ , ограничивающие область возможных направлений поворота вектора асимптотической скорости  $V_r^+$ .

3. Решается оптимизационная задача определения минимума расстояния между астероидом и КА на резонансной орбите  $\Delta r(\gamma, t) = \|\mathbf{r}_{res}(\gamma, t) - \mathbf{r}_{AST}(t)\|$ , где  $\mathbf{r}_{res}(\gamma, t)$  и  $\mathbf{r}_{AST}(t)$  – радиус-векторы, определяющие положение КА и астероида в гелиоцентрической системе координат в момент времени  $t$ . Соответствующий функционал может быть записан в виде

$$J(\gamma, t) = [\Delta r(\gamma, t)]^2 = (\mathbf{r}_{res}(\gamma, t) - \mathbf{r}_{AST}(t)) \cdot (\mathbf{r}_{res}(\gamma, t) - \mathbf{r}_{AST}(t))$$

при  $\gamma \in (\gamma_{min}, \gamma_{max}]$ ,  $t \in \left( t_1, t_1 + \frac{m}{n} T_{pl} \right)$ , где  $\gamma_{min}$ ,  $\gamma_{max}$  – предельные углы поворота проекции  $V_r$  на плоскость, ортогональную вектору  $V_p$ ;  $T_{pl}$  – период гелиоцентрической орбиты КА.

4. В результате выполнения шага 3 определяются величины  $\gamma = \gamma(\Delta r_{min})$ ,  $t_1 = t_1(\Delta r_{min})$ , т. е. определяется резонансная орбита, обеспечивающая минимальное расстояние пролета астероида, и момент  $t_2$  максимального сближения КА с ним.

5. В результате выполнения шагов 1–4 определяются моменты времени  $t_0, t_1, t_2$ , момент времени повторного сближения с Венерой  $t_3$  определяется из условия движения КА по резонансной орбите  $t_3 = t_1 + m T_{pl}$ , где  $T_{pl}$  – гелиоцентрический период планеты.

В рамках второго этапа, используемого подхода, требуется осуществить расчет траекторий перелета КА по уже известным моментам времени старта с Земли  $t_0$ , пролета Венеры  $t_1$  и астероида  $t_2$ , посадки на Венеру  $t_3$ , полученным на предыдущем шаге. Этот расчет может быть выполнен следующим образом.

1. Задаются небесные тела – Земля, Венера, целевой астероид. Производится расчет координат заданных небесных тел на моменты времени  $t_0, t_1, t_2, t_3$ .

2. Рассчитываются участки траектории Земля–Венера–астероид–Венера с помощью решения задачи Ламберта на каждом из участков. Результатом являются векторы гелиоцентрических скоростей КА в каждый из вышеперечисленных моментов времени.

3. По данным, полученным на предыдущем шаге, рассчитывается импульс  $\Delta V_{GAM}$ , сообщаемый КА в момент времени  $t_1$  при пролете Венеры в предположении, что гравитационный маневр является активным, по формуле (Суханов, 2010):

$$\Delta V_{GAM} = \Delta V_{\pi} + \Delta V_t,$$

где  $\Delta V_{\pi} = \sqrt{\frac{2\mu_1}{r_{\pi}} + (V_r^-)^2} - \sqrt{\frac{2\mu_1}{r_{\pi}} + (V_r^+)^2}$  – импульс, сообщаемый КА в перигентре пролетной гиперболической траектории ( $r_{\pi} > 6551$  км, 6551 км – величина, принятая с целью исключить пролет КА через атмосферу Венеры) и требуемый для изменения величины асимптотической скорости на выходе из сферы действия Венеры;  $\mu_1 = 324853.4 \text{ км}^3/\text{с}^2$  – гравитационный параметр Венеры;  $\Delta V_t = 2V_r^- \sin \frac{\Delta\alpha}{2}$  – импульс поворота

асимптоты, который применяется в том случае, если требуемый угол поворота больше максимального естественного угла поворота; последний вычисляется по известным формулам (см., например, в работах (Суханов, 2010; Боровин и др., 2018);  $\Delta\alpha$  – разность величин максимального и требуемого естественных углов поворота.

4. При пролете астероида, в предположении, что массами астероида и КА можно пренебречь, используется следующая формула для расчета активного маневра КА:

$$\Delta V_{AST} = \left| \mathbf{V}_{AST}^+ - \mathbf{V}_{AST}^- \right|,$$

где  $\mathbf{V}_{AST}^-$ ,  $\mathbf{V}_{AST}^+$  – векторы гелиоцентрических скоростей КА до и после пролета астероида.

5. Суммарный импульс  $\Delta V_{\Sigma}(\mathbf{T})$ , где  $\mathbf{T} = \{t_0, t_1, t_2, t_3\}$ , рассчитывается как сумма импульсов:  $\Delta V_0(t_0, t_1)$  – при старте с круговой низкой околоземной орбиты с заданными параметрами (радиус 6571 км, наклонение  $51.6^\circ$ ),  $\Delta V_{GAM}(t_1, t_2)$  – при пролете Венеры,  $\Delta V_{AST}(t_1, t_2)$  – при пролете астероида. Тогда можно записать

$$\Delta V_{\Sigma}(\mathbf{T}) = \Delta V_0(t_0, t_1) + \Delta V_{GAM}(t_1, t_2) + \Delta V_{AST}(t_2, t_3).$$

6.  $\Delta V_{\Sigma}(\mathbf{T})$  минимизируется по критерию  $\Delta V_{\Sigma}(\mathbf{T}) \rightarrow \min_{\mathbf{T}}$  с помощью любого доступного способа отыскания минимума целевой функции  $\Delta V_{\Sigma}$ .

7. Далее из полученных траекторий отбираются удовлетворяющие критерию

$$\begin{cases} \left\| \sum_{i=0}^3 (t_{i+1} - t_i) - \frac{m}{n} T_{pl} \right\| \leq \varepsilon_1, \\ \Delta V_{GAM}(t_1, t_2) + \Delta V_{AST}(t_2, t_3) \leq \varepsilon_2, \\ \Delta V_0 \leq (\Delta V_0)_{lim}, \end{cases}$$

где  $T_{pl}$  – период орбиты планеты,  $(\Delta V_0)_{lim}$  – максимально допустимая величина стартового импульса;  $\varepsilon_1, \varepsilon_2$  – некоторые малые величины, задающие точность вычислений периода и импульса соответственно.

8. В случае, если условие  $\left\| \sum_{i=0}^3 (t_{i+1} - t_i) - \frac{m}{n} T_{pl} \right\| \leq \varepsilon$  не удовлетворяется, считается, что пролет астероида при полете на витке резонансной орбиты невозможен.

Заметим, что максимально возможная величина стартового импульса  $(\Delta V_0)_{lim}$  может быть выбрана из практических соображений; как правило, эта величина для венерианских миссий колеблется в пределах от  $\sim 3.66$  до  $\sim 4.2$  км/с (Glaze

и др., 2018; Eismont и др., 2019). Однако в настоящей работе это значение было увеличено до 4.5 км/с, поскольку в этом случае становится возможным пролет на витке резонансной орбиты некоторых астероидов, которые представляют особую научную ценность, и рассмотрение сценария с облетом этих астероидов может существенно повысить научную значимость миссии в целом, что оправдывает необходимость увеличения энергетических затрат. Поэтому авторами было принято решение включить данные траектории в общий список возможных сценариев.

## РЕЗУЛЬТАТЫ

### Общий анализ результатов

В первую очередь была исследована возможность безимпульсного пролета астероида на участке траектории Земля–Венера. В этом случае траектория КА может быть рассчитана путем двукратного решения задачи Ламберта на участках Земля–астероид и астероид–Венера. Однако при поиске среди выбранных из базы данных JPL 120 астероидов в интервале дат старта с 2029 по 2050 гг. не удалось обнаружить ни одного астероида, пролет которого мог бы быть осуществлен на участке Земля–Венера, во-первых, безимпульсно, а во-вторых, при длительности полета, соответствующей траектории второго полувитка (под межпланетными траекториями первого и второго полувитков обычно понимают траектории перелета, обеспечивающие встречу с планетой назначения на угловой дальности менее  $180^\circ$  или более  $180^\circ$  соответственно).

Далее, как было описано в разделе “Методика расчета траекторий...”, было проведено моделирование траекторий КА с облетом Венеры и астероида и последующей посадкой на поверхность Венеры.

Всего удалось найти 62 возможных сценария полета КА (55 уникальных и 7 дублирующих, см. табл. 1, рис. 2), удовлетворяющих ограничениям на  $\Delta V_0$ . На рис. 2 показано распределение количества возможных сценариев по годам запуска. Отметим, что пролет некоторых астероидов возможен для нескольких различных сценариев при запуске миссии в разные окна старта.

В табл. 1 приводятся некоторые характеристики построенных сценариев. Для каждого сценария указаны год запуска миссии, наименование астероида, сближение с которым происходит во время перелета, основные даты сценария (даты старта, пролета Венеры, сближения с астероидом, возвращения к Венере и посадки на ее поверхность). Также для каждого сценария

**Таблица 1.** Достижимые малые небесные тела и параметры соответствующих траекторий перелета КА от Земли к Венере

Год запуска миссии	Малое небесное тело	Дата старта	Дата пролета Венеры	Дата пролета малого небесного тела	Дата посадки на поверхность Венеры	$\Delta V_0$ , км/с	$H_p$ , $10^3$ км	$V_p$ , км/с	$V_{r,ast}$ , км/с	$i$ , угл. град
2029	153195 (2000 WB1)	19.10.2029	30.01.2030	02.06.2030	12.09.2030	3.83	8.67	6.16	28.72	5.49
	184990 (2006 KE89)	28.10.2029	14.02.2030	08.04.2030	27.09.2030	3.87	12.23	4.31	42.52	3.67
2031	2004 TH10	19.05.2031	19.08.2031	06.10.2031	31.03.2032	4.21	10.83	10.00	34.04	5.71
	4341 (Poseidon) (1987 KF)	19.05.2031	13.11.2031	09.01.2032	25.06.2032	4.31	0.50	6.19	19.38	11.77
	154276 (2002 SY50)	21.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.82	12.67	3.56	17.73	2.39
	1996 FG3	23.05.2031	22.11.2031	19.03.2032	04.07.2032	3.76	24.24	5.61	6.66	4.11
2032–33	6063 Jason (1984 KB)	21.11.2032	09.05.2033	05.11.2033	14.03.2034	3.96	0.50	3.97	17.49	3.40
	1685 Toro (1948 OA)	23.12.2032	01.04.2033	31.07.2033	12.11.2033	4.09	16.74	8.29	11.70	5.55
	9162 Kwiila (1987 OA)	29.12.2032	23.04.2033	07.07.2033	04.12.2033	3.66	28.82	4.63	17.17	3.40
	2P/Enke	29.01.2033	02.06.2033	22.08.2033	13.01.2034	5.13	14.08	8.88	30.72	12.20
	2003 UC20	31.01.2033	23.07.2033	20.10.2033	04.03.2034	3.86	18.70	6.70	8.08	5.58
	139289 (2001 KR1)	15.02.2033	06.08.2033	21.01.2034	19.03.2034	3.88	33.51	7.73	38.96	2.09
2034	1998 KN3	28.04.2034	14.11.2034	15.01.2035	26.06.2035	4.18	0.50	4.62	35.04	1.00
	141484 (2002 DB4)	04.06.2034	29.11.2034	11.03.2035	12.07.2035	3.86	1.35	3.17	15.09	2.16
	2005 TG10	03.07.2034	31.12.2034	23.03.2035	13.08.2035	3.88	15.87	3.85	34.05	8.02
	1865 Cerberus (1971 UA)	17.07.2034	31.10.2034	14.01.2035	12.06.2035	4.05	26.01	8.82	13.66	2.70
	9162 Kwiila (1987 OA)	21.07.2034	08.12.2034	18.04.2035	21.07.2035	3.99	4.00	6.85	22.21	3.91
	163243 (2002 FB3)	31.07.2034	05.01.2035	21.02.2035	18.08.2035	4.26	6.22	5.58	25.94	10.01
	4544 Xanthus (1989 FB)	15.09.2034	02.03.2035	23.06.2035	13.10.2035	3.80	17.15	7.53	12.78	3.10
2036	159686 (2002 LB6)	06.03.2036	18.06.2036	23.08.2036	29.01.2037	3.84	26.20	7.71	20.83	2.78
	5731 Zeus (1988 VP4)	06.03.2036	22.09.2036	27.10.2036	04.05.2037	4.00	9.21	7.15	14.10	5.21
	154035 (2002 CV59)	30.04.2036	20.10.2036	12.04.2037	01.06.2037	3.90	7.91	8.19	38.73	7.05

Таблица 1. Продолжение

Год запуска миссии	Малое небесное тело	Дата старта	Дата пролета Венеры	Дата пролета малого небесного тела	Дата посадки на поверхность Венеры	$\Delta V_0$ , км/с	$H_p$ , $10^3$ км	$V_p$ , км/с	$V_{r, ast}$ , км/с	$i$ , угл. град
2037–38	139289 (2001 KR1)	26.09.2037	11.03.2038	15.04.2038	22.10.2038	3.87	0.97	5.33	37.05	3.80
	154276 (2002 SY50)	21.10.2037	06.02.2038	05.07.2038	18.09.2038	3.82	30.89	4.97	23.00	5.10
	2001 UY4	18.11.2037	04.05.2038	13.07.2038	14.12.2038	3.80	24.66	6.21	29.77	4.36
	4197 Morpheus (1982 TA)	28.11.2037	17.05.2038	21.10.2038	28.12.2038	3.92	34.94	7.02	23.52	3.09
	184990 (2006 KE89)	29.11.2037	17.05.2038	01.12.2038	27.12.2038	3.91	30.92	6.99	47.44	3.86
2040	1686 Toro (1948 OA)	20.12.2040	31.03.2041	29.07.2041	11.11.2041	4.06	12.29	7.95	12.01	6.70
	3554 Amun (1986 EB)	20.12.2040	05.04.2041	30.06.2041	16.11.2041	4.33	0.50	6.80	21.30	8.45
2042	154276 (2002 SY50)	08.06.2042	06.12.2042	18.02.2043	19.07.2043	3.86	8.42	2.96	22.55	1.81
	141484 (2002 DB4)	15.06.2042	15.12.2042	28.02.2043	28.07.2043	3.87	6.65	3.12	19.72	7.27
	138013 (2000 CN101)	30.06.2042	16.12.2042	13.05.2043	29.07.2043	4.00	0.50	3.65	20.60	3.30
	184990 (2006 KE89)	30.06.2042	19.01.2043	20.03.2043	31.08.2043	4.09	5.21	5.78	36.33	8.31
	3555 Amun (1986 EB)	25.07.2042	16.01.2043	27.05.2043	29.08.2043	3.83	28.34	5.02	18.42	5.05
	1862 Apollo (1932 HA)	06.08.2042	23.10.2042	31.01.2043	05.06.2043	4.40	2.66	11.49	25.30	8.34
	184990 (2006 KE89)	15.08.2042	19.01.2043	20.03.2043	01.09.2043	3.99	21.53	5.81	36.36	8.30
	1998 TU3	23.08.2042	22.01.2043	06.05.2043	04.09.2043	4.12	4.63	6.38	21.04	3.34
	55532 (2001 WG2)	25.08.2042	23.12.2042	09.03.2043	04.08.2043	4.33	6.09	6.39	32.85	7.59
	4769 Castalia (1989 PB)	30.08.2042	06.03.2043	01.06.2043	17.10.2043	4.08	13.07	8.49	13.72	4.20
	2P/Encke	30.09.2042	11.04.2043	17.07.2043	22.11.2043	5.25	0.51	11.85	25.10	11.10
6064 Jason (1984 KB)	20.10.2042	03.04.2043	20.09.2043	14.11.2043	4.11	30.64	9.40	15.29	2.54	
2044	2004 UC20	24.03.2044	13.09.2044	05.11.2044	26.04.2045	3.66	24.69	6.01	11.74	3.10
	3556 Amun (1986 EB)	29.06.2044	07.12.2044	25.04.2045	20.07.2045	4.49	5.59	11.81	16.09	7.63
2045	Mithra (1987 SB)	04.10.2045	14.03.2046	12.05.2046	25.10.2046	3.81	2.52	5.47	15.14	3.04
	1999 TU3	20.10.2045	30.03.2046	17.08.2046	09.11.2046	3.61	30.01	4.97	15.66	2.56

Таблица 1. Окончание

Год запуска миссии	Малое небесное тело	Дата старта	Дата пролета Венеры	Дата пролета малого небесного тела	Дата посадки на поверхность Венеры	$\Delta V_0$ , км/с	$H_p$ , $10^3$ км	$V_r$ , км/с	$V_{r, ast}$ , км/с	$i$ , угл. град
2047	153195 (2000 WB1)	26.05.2047	13.11.2047	13.01.2048	24.06.2048	3.67	18.25	4.99	29.85	5.90
	3753 Cruithne (1986 TO)	07.06.2047	23.08.2047	23.10.2047	04.04.2048	4.30	0.50	8.89	20.05	11.17
2048–49	139345 (2001 KA67)	08.11.2048	22.04.2049	23.09.2049	03.12.2049	4.42	0.50	7.46	23.78	6.48
	154276 (2002 SY50)	12.12.2048	13.06.2049	22.08.2049	24.01.2050	3.87	15.37	4.45	20.96	4.13
	1687 Toro (1948 OA)	15.12.2048	29.03.2049	26.07.2049	08.11.2049	4.07	6.14	7.80	12.71	8.83
	1688 Toro (1948 OA)	01.01.2049	28.03.2049	22.07.2049	08.11.2049	4.26	0.50	8.54	13.72	11.22
	154276 (2002 SY50)	07.01.2049	15.06.2049	21.08.2049	26.01.2050	3.94	5.22	4.57	21.15	4.25
2050	138013 (2000 CN101)	22.08.2050	08.02.2051	06.06.2051	20.09.2051	3.77	18.42	6.55	23.80	5.47
	3360 Syrinx (1981 VA)	11.06.2050	10.12.2050	10.03.2051	22.07.2051	3.85	13.44	3.01	25.70	7.39
	3360 Syrinx (1981 VA)	10.08.2050	28.01.2051	04.03.2051	10.09.2051	3.79	8.81	5.91	28.70	4.75

Примечание. Повторение некоторых астероидов означает, что были обнаружены сценарии перелета, схожие по величине с  $\Delta V_0$ , но различающиеся по длительности перелета участка Земля–Венера.

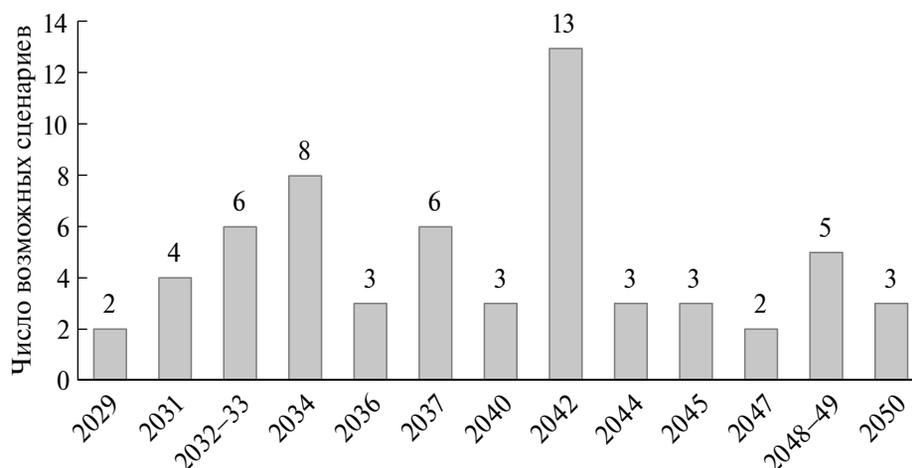


Рис. 2. Распределение числа астероидов, достижимых на участке траектории КА Венера–Венера, по возможным годам запуска миссии.

приводятся величина стартового импульса  $\Delta V_0$ , высота облета Венеры  $H_p$ , относительная скорость аппарата при пролете астероида  $V_{r, ast}$  и асимптотическая скорость КА после возвращения к Венере  $V_r$ .

*Анализ длительности перелета КА на участке Венера–астероид–Венера*

Ранее в разделе “Методика расчета траекторий...” мы ввели критерий (п. 8) выбора таких траекторий КА, которые позволяют после

облета Венеры и астероида повторно сблизиться с Венерой в той же точке ее орбиты, в которой и был произведен гравитационный маневр. Этот критерий основывался на суммировании времени перелета КА на участках Венера–астероид и астероид–Венера, при этом длительность полета КА на этих участках определялась из условия минимума функционала  $\Delta V_{\Sigma}$  (раздел “Методика расчета траекторий...”, п. 7). Однако, как показали расчеты, в том случае, когда данный критерий не применялся, оптимальными по  $\Delta V_{\Sigma}$  и при этом удовлетворяющими условиям по безымппульсности все равно оказывались траектории, для которых длительность участка Венера–Венера составляла один венерианский год.

Установление данного обстоятельства при многократном моделировании позволило выдвинуть гипотезу о том, что безымппульсный облет астероида вне плоскости орбиты Венеры происходит в том лишь случае, если КА движется по гелиоцентрической резонансной  $1:n$  орбите. Напротив, если пролет астероида происходит в плоскости орбиты Венеры, то гелиоцентрическая орбита КА не является резонансной к орбите Венеры, и встреча с последней происходит в другой точке ее орбиты, отличной от той, в которой был совершен гравитационный маневр.

Данная гипотеза подтверждается проведенными расчетами. Так, например, облет кометы 2P/Энке в 2042 г. происходит, когда КА находится на резонансной  $1:2$  орбите; другой пример — это встреча с астероидом 6063 Ясон (1984 KB) при старте в 2034 г., тогда полет происходит по нерезонансной траектории, длительность полета между двумя сближениями с Венерой составляет 309 сут. (рис. 3).

Выдвинутую гипотезу можно объяснить тем, что КА, совершив гравитационный маневр у Венеры и перейдя затем на траекторию полета к малому небесному телу (не обязательно лежащую в плоскости венерианской орбиты), фактически движется по невозмущенной кеплеровской траектории до следующего сближения с планетой.

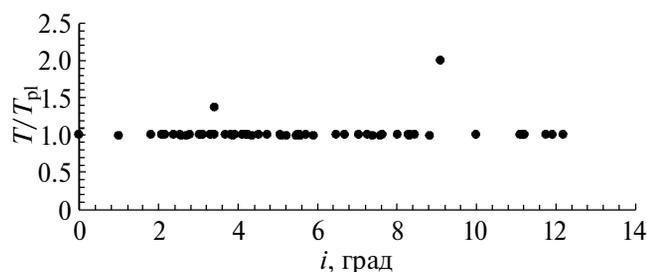


Рис. 3. Длительность перелета на участке Венера–астероид–Венера по отношению к периоду планеты в зависимости от угла наклона плоскости орбиты перелета КА на участке Венера–астероид к эклиптике.

При этом необходимо, чтобы в момент этого сближения как КА, так и планета оказались в точке пересечения своих орбит в одно и то же время  $t_3$ , что возможно только при резонансе между орбитальными периодами КА и планеты. В тех же случаях, когда плоскость движения КА совпадает с плоскостью орбиты Венеры, аппарат может встретиться с планетой в различных точках ее орбиты (Суханов, 1993), вследствие чего время перелета будет определяться исключительно исходя из критерия минимума суммарной характеристической скорости.

Далее нетрудно объяснить причину, по которой время полета КА на участке траектории Венера–астероид–Венера равно величине орбитального периода Венеры. Переход на орбиты резонанса  $1:n$  при  $n > 1$  требует, с одной стороны, высокой скорости пролета Венеры в момент времени  $t_1$ , а с другой стороны, возможность поворачивать плоскость орбиты КА во время облета Венеры напрямую зависит от величины этой же скорости. Кроме того, переход на орбиты с резонансным отношением  $m:n$  при  $m < n$  требует либо облета Венеры в направлении против вектора ее орбитальной скорости, что затруднительно при старте с Земли и полете во внутреннюю для Земли область гелиосферы, либо возможности поворачивать вектор асимптотической скорости КА во время облета Венеры на углы, превышающие  $90^\circ$ , что возможно за несколько гравитационных маневров, как, например, было показано в работах (Боровин и др., 2013; Голубев и др., 2017) для увеличения гелиоцентрического наклона результирующей орбиты КА проекта “Интергелиозонд”.

Таким образом, переход на резонансную  $1:1$  орбиту для пролета и Венеры, и астероида может быть объяснен как наименее затратный с энергетической точки зрения переход, покрывающий при этом достаточно большие диапазоны по  $\gamma$ , что обеспечивает возможность изменения плоскости полета КА на гелиоцентрическом участке после облета Венеры в достаточно широком диапазоне.

#### *Пример построения траектории перелета от Земли к Венере с попутным облетом астероида 2002 SY50*

Приведем наглядный пример с анализом траектории полета КА к Венере с облетом астероида 2002 SY50 при старте в мае–июне 2031 г., что соответствует окрестности минимума как характеристической скорости старта, так и относительной скорости пролета Венеры. Выбранный в качестве примера астероид 2002 SY50 вызывает интерес по нескольким причинам: во-первых, его период вращения оценивается в 4.823 ч. (Warner

и др., 2009), что позволяет отнести этот астероид к классу быстровращающихся; кроме того, согласно (Саггу и др., 2016), данный астероид относится к спектральному классу К. Кроме того, указанный астероид также относят к потенциально опасным объектам с прогнозируемым минимальным расстоянием сближения с Землей 10541109 км (на дату 15.05.2025 г.) (<https://www.spacereference.org/asteroid/154276-2002-sy50> (дата обращения 05.11.2023)).

Отметим, что в данном примере конечные координаты точки посадки будут выступать свободными величинами и выбираться из условия безымпulsности пролета выбранного астероида.

На первоначальном этапе анализа, согласно методике, описанной в разделе “Выбор целевых...”, определяются дата старта и моменты времени, соответствующие максимальному сближению КА, движущегося по резонансной орбите, с астероидом. На рис. 4 показаны найденные минимальные расстояния сближения КА с астероидом во время полета КА на участке Венера–Венера.

Анализируя рис. 4, можно заметить, что для некоторых резонансных орбит, характеризующихся значением  $\gamma$  в диапазоне от  $50^\circ$  до  $68^\circ$ , КА сближается с астероидом 2002 SY50 на расстоянии от 130 тыс. км до 2 млн км. Максимальное сближение достигается при  $\gamma \approx 68^\circ$  и составляет  $\min(\Delta r_{\min}) \approx 130$  тыс. км при старте 07.06.2031 г.

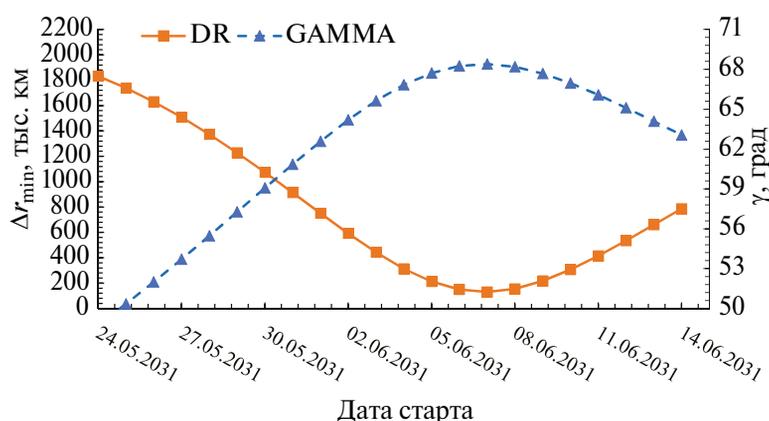
Проведем оценку изменения потребной характеристической скорости для реализации схемы полета Земля–Венера–(2002 SY50)–Венера в зависимости от даты старта и функционала, используемого для оптимизации траекторий перелета (рис. 5).

Как видно на рис. 5а, величина  $\Delta V_0$  варьируется в зависимости от даты старта в выбранном

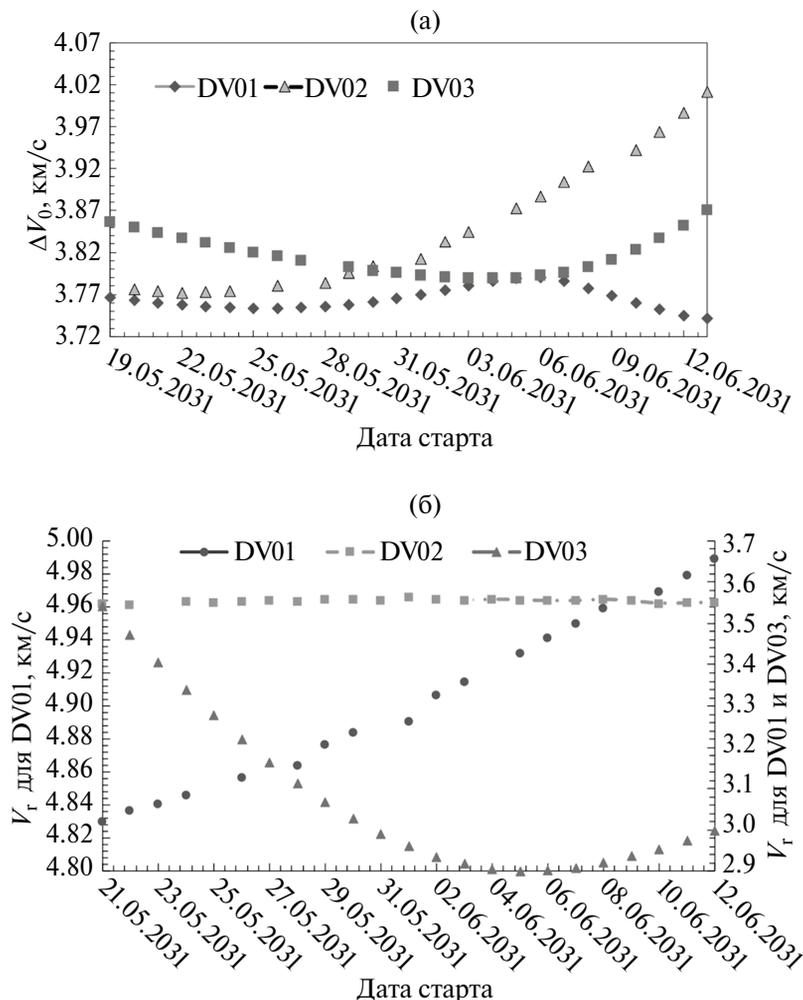
нами интервале в пределах от 0 до 220 м/с при сравнении с перелетом без облета астероида и оптимизацией только по  $\Delta V_0$ . Если в качестве критерия используется минимум  $\Delta V_0 + V_r$ , то разница между  $\Delta V_0$  в схемах с облетом астероида и без облета (для кривых DV02 и DV03, см. рис. 5б) уменьшается примерно в два раза в худшем случае, т. е. для интервала дат старта с 03.06.2031 г. по 12.06.2031 г. В интервале дат с 20.05.2031 г. по 03.06.2031 г. кривые DV01 и DV02 практически совпадают, а максимальная разница между DV02 и DV03 достигает 100 м/с (19.05.2031 г.).

Отметим еще одну особенность. При поиске максимальных сближений КА и астероида (т. е. на первом этапе расчетов) было обнаружено, что абсолютный минимум на всем множестве рассматриваемых траекторий перелета Земля–Венера–астероид–Венера достигается для  $\gamma \approx 68^\circ$ , а уже в процессе уточнения траекторий облета на втором этапе оказалось, что полученные траектории с безымпulsным облетом и Венеры, и астероида соответствуют решениям для  $\gamma \approx 70^\circ \pm 2^\circ$  и  $\gamma \approx 133^\circ \pm 2^\circ$  (данный случай характерен для начала окна старта), что является близким к обнаруженному на первом этапе поиска значению. Однако, несмотря на близость полученных решений, возрастание  $\Delta V_0$  приходится приблизительно на те даты старта, когда сближение КА и астероида максимально (см. рис. 4а, 4б).

Последнее может быть объяснено следующим обстоятельством: при изменении даты старта и приближении даты максимального сближения (06.06.2031 г.) асимптотическая скорость пролета КА Венеры в сценарии с пролетом астероида не изменяется (кривая DV02 на рис. 5б) или возрастает (кривая DV01 на рис. 5б), при этом асимптотическая скорость в сценарии без пролета уменьшается (кривая DV03 на рис. 5б). Таким образом,



**Рис. 4.** Минимальное расстояние сближения с астероидом (2002 SY50) и  $\gamma$  в зависимости от даты старта. Диапазон дат старта находится в интервале с 24.05 по 14.06 (2031 г.). Символами DR и GAMMA обозначены, соответственно, минимальное расчетное расстояние между астероидом и КА, а также соответствующее значение угла  $\gamma$ , определяющее резонансную орбиту, при движении по которой достигается упомянутое минимальное расстояние. Результаты приведены для траекторий, оптимизированных по критерию  $\Delta V_0 + V_r$ .



**Рис. 5.** Зависимость характеристик траекторий перелета КА к Венере с облетом астероида 2002 SY50 от даты старта: (а) –  $\Delta V_0$ ; (б) –  $V_r$ . DV01 и DV02 соответствуют  $\Delta V_0$  при полете к Венере без облета астероида и оптимизации траекторий по критерию минимума  $\Delta V_0$  и с последующим облетом 2002 SY50, DV03 соответствует  $\Delta V_0$ , полученной при оптимизации траекторий по критерию  $\Delta V_0 + V_r$ .

необходимость совершать пролет Венеры с более высокими, по сравнению со сценарием без пролета, значениями асимптотической скорости естественным образом приводит к возрастанию потребной характеристической скорости старта для перелета к Венере.

Проанализируем доступные для посадки области на поверхности планеты при полете КА по сценарию Земля–Венера–(2002 SY50)–Венера. В качестве номинального сценария рассматривается перелет от Земли к Венере с ее облетом, переходом на резонансную 1:1 орбиту и с последующей посадкой в области Велламо–Юг 164°E; 29°N, как в работах (Zubko, 2022; 2023b).

В упомянутых работах было показано, что, в отличие от классического подхода, т. е. прямого перелета от Земли к Венере, сценарий с гравитационным маневром и полетом по резонансной орбите обеспечивает посадку в заданном регионе поверхности при: 1) любой дате старта в пре-

делах окна; 2) сохранении начального значения потребной характеристической скорости для реализации такого полета; 3) применении методики в широком интервале углов входа и, как следствие, в широком интервале максимальных перегрузок.

При рассматриваемом сценарии, включающем попутный облет астероида, на траекторию КА накладываются дополнительные ограничения, что приводит к уменьшению достижимых областей посадки. Еще одним отличием от ранее упомянутых работ является используемый для оптимизации траекторий перелета КА функционал. В данной работе, в отличие от предыдущих, минимизируется функционал, записанный в разделе “Методика расчета...”, п. 6, тогда как в работах (Eismont и др., 2022a; Zubko, 2022) минимизируется сумма характеристической скорости КА, потребной для старта от Земли, и относительной скорости пролета Венеры. Используемый в настоящей работе

функционал позволяет получить дополнительное преимущество в выборе доступных регионов посадки на поверхности Венеры.

Анализ достижимых областей посадки удобно производить, введя понятие окружности посадки (Боровин и др., 2018; Eismont и др., 2021). Под окружностью посадки будем понимать пересечение трубки подлетных гиперболических траекторий с поверхностью Венеры. Каждая траектория, принадлежащая трубке, является реализуемой, если на границе сферы действия Венеры КА сообщается импульс, требуемый для перехода от центральной (т. е. стремящейся к центру планеты) траектории к заданной (т. е. с требуемой длиной  $b$  перпендикуляра, опущенного из центра планеты на асимптоту гиперболы; величина  $b$  является энергетической характеристикой гиперболической траектории). На поверхности Венеры такую окружность удобно характеризовать ее радиусом, который может быть вычислен, согласно (Боровин и др., 2018; Eismont и др., 2021), по формуле

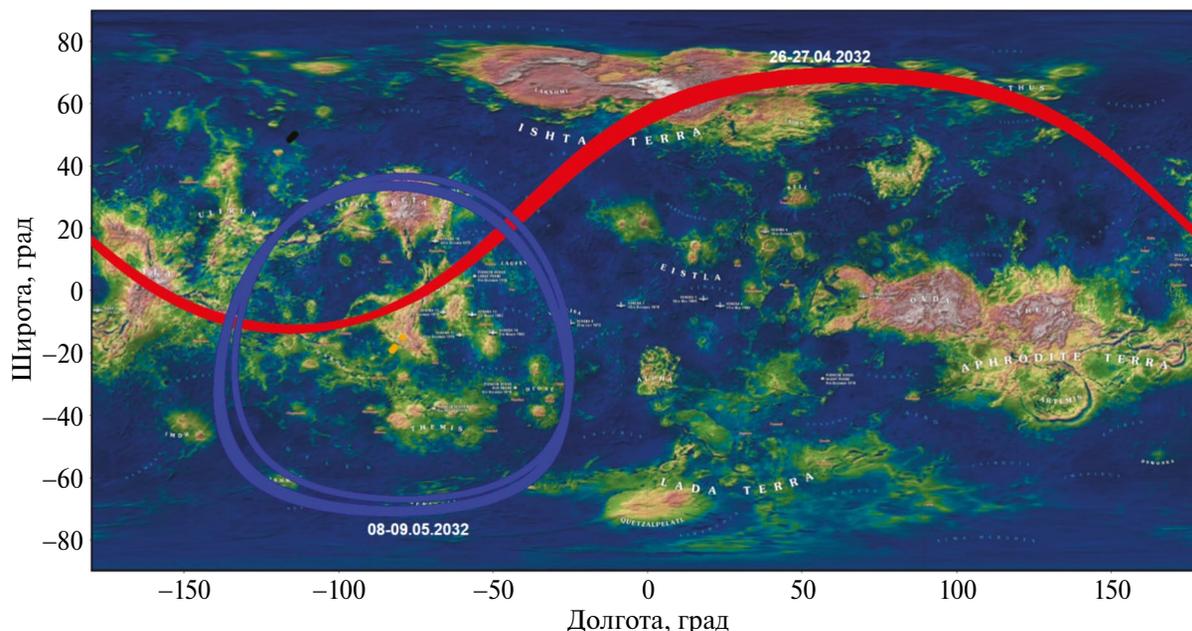
$$\psi = \arccos\left(\frac{\mu}{\mu + r_p(V_r)^2}\right) + \arcsin\frac{\tan\theta_{ent}p}{er_{ent}} + L/R_{pl},$$

где  $r_p, p, e$  – радиус перицентра (км), фокальный параметр (км) и эксцентриситет подлетной гиперболической орбиты КА,  $\theta_{ent}, r_{ent}$  – угол входа в атмосферу (угл. град) и планетоцентрическое расстояние (км) от центра планеты до точки входа

КА в атмосферу;  $L$  – продольное смещение точки посадки относительно точки входа в атмосферу (км),  $R_{pl} = 6051$  – средний радиус Венеры (км). Величина  $L/R_{pl}$  определяется путем численного интегрирования уравнений движений спускаемого аппарата в плотных слоях атмосферы Венеры. В данной работе атмосферный участок траектории интегрировался методом Рунге–Кутты (8) 9 порядка, модель атмосферы была взята из работы (Petropoulos, 1988), модель движения КА сферической формы в плотных слоях атмосферы взята из (Боровин и др., 2018). Типичное продольное смещение, выраженное в градусах, варьировалось от  $1^\circ$  до  $7^\circ$  в зависимости от угла входа: чем угол больше, тем  $L$  меньше.

На рис. 6 показаны окружности посадки, соответствующие рассматриваемому сценарию перелета Земля–Венера–(2002 SY50)–Венера. Радиус окружностей посадки в среднем составил  $\psi \approx 77^\circ$ . В табл. 2 и 3 приведены некоторые характеристики траекторий перелета к Венере в рамках рассматриваемого сценария с облетом астероида 2002 SY50.

Красные и синие окружности посадки на карте (см. рис. 6) представляют собой множество точек посадки, доступных при перелете к Венере по схеме с пролетом астероида 2002 SY50. Как можно увидеть из рисунка, облет астероида 2002 SY50 является предпочтительным при полете КА к области Велламо–Юг. Однако отметим, что полученный результат не является общим,



**Рис. 6.** Окружности посадки, получаемые в рамках рассмотренного сценария полета к Венере с пролетом астероида 2002 SY50. Интервал рассматриваемых дат старта – с 24.05.2031 г. по 13.06.2031 г. Синие кривые обозначают окружности посадки, соответствующие траекториям, полученным при использовании в качестве начального приближения траекторий, оптимизированных по функционалу  $\Delta V_0 + V_r$ , красные – по функционалу  $\Delta V_0$ . Угол входа в атмосферу принимался равным  $12^\circ$ , как в работе (Zubko, 2022).

поскольку пролет астероида уже в каком-то смысле задает траекторию перелета КА, поэтому выбирать место посадки так же свободно, как это делалось в статье (Eismont и др., 2022a), невозможно. Однако здесь стоит подчеркнуть, что сокращение достижимых районов посадки при рассмотренном сценарии полета можно компенсировать за счет: а) поиска другого подходящего астероида, пролет которого будет удовлетворять условиям попадания в заданный регион поверхности; б) использования других траекторий для начального приближения, как в рассмотренном примере; в) совершения повторного гравитационного маневра у Венеры с повторным возвращением к ней через еще один венерианский год, так что время перелета между первым гравитационным маневром и окончательной посадкой составит около 449 сут.; г) введения компромиссного функционала, обеспечивающего одновременно попадание в окрестность заданной точки поверх-

ности и пролет астероида на допустимом для проведения наблюдений расстоянии; д) изменения угла входа в атмосферу за счет изменения требований к максимальной допустимой перегрузке.

Стоит отметить, что упомянутое выше сокращение числа доступных в результате гравитационного маневра точек посадки происходит из-за того, что траектория перелета КА на участке Венера–астероид уже задает траекторию перелета на участке Венера–астероид–Венера вследствие необходимости встречи с астероидом в заданный (оптимальный) момент времени (колонка 2 в табл. 2 и табл. 3). Изменение этого момента времени приводит к росту импульса, сообщаемого КА при пролете Венеры. Согласно оценкам авторов, изменение даты пролета астероида на 1–1.5 сут. приводит к тому, что величина необходимого для такого перелета импульса изменяется от 0 (в оптимальном случае) до 300 м/с (при изменении даты пролета).

**Таблица 2.** Некоторые характеристики траекторий полета к Венере с облетом астероида 2002 SY50 на участке Венера–Венера для дат старта с 20.05.2031 г. по 10.06.2031 г. Траектории, использованные в качестве опорных (начального приближения), оптимизированы по функционалу  $\Delta V_0 + V_r$

$t_1$ (UTC)	$t_2$ (UTC)	$t_3$ (UTC)	$t_4$ (UTC)	$\Delta V_0$ , км/с	$V_r$ , км/с	$H_p$ , $10^3$ км	$i_p$ , град	$\lambda_{\text{cent}}$ , град	$\Phi_{\text{cent}}$ , град
24.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.836	3.551	15.0	35.72	−82.1	−18.5
26.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.842	3.553	15.6	34.52	−82.2	−18.6
26.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.847	3.558	16.2	33.52	−82.4	−18.9
27.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.852	3.56	16.7	32.43	−82.4	−19.0
28.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.857	3.56	17.2	31.32	−82.4	−19.0
29.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.862	3.559	17.7	30.24	−82.4	−19.0
31.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.868	3.562	18.1	29.36	−82.5	−19.1
31.05.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.873	3.559	18.5	28.20	−82.4	−18.9
02.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.879	3.562	18.8	27.48	−82.5	−19.1
03.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.885	3.561	19.1	26.53	−82.5	−19.1
03.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.892	3.558	19.3	25.51	−82.4	−18.9
05.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.9	3.561	19.5	24.88	−82.5	−19.0
05.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.907	3.559	19.7	24.05	−82.4	−19.0
07.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.916	3.555	19.8	23.08	−82.3	−18.8
07.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.925	3.554	19.9	22.31	−82.2	−18.7
09.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.935	3.555	20.0	21.78	−82.2	−18.7
10.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.946	3.553	20.0	21.07	−82.2	−18.6
10.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.958	3.55	19.9	20.35	−82.0	−18.5
11.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.97	3.551	19.8	19.91	−82.1	−18.5
13.06.2031	27.09.2031	25.12.2031	09.05.2032	3.984	3.545	19.7	19.04	−81.8	−18.2

**Примечание.**  $H_p$ ,  $i_p$  – высота перицентра и наклонение гиперболической траектории КА в момент пролета Венеры,  $\lambda_{\text{cent}}$  – долгота центра окружности посадки;  $\Phi_{\text{cent}}$  – широта центра окружности посадки; долгота и широта центра окружности посадки приведены в гелиоцентрической фиксированной системе координат (система координат вращается вместе с поверхностью Венеры) в момент времени  $t_4$ . Отметим, что  $\mathbf{V}_r^+(t_2) = \mathbf{V}_r^-(t_4)$ .

**Таблица 3.** Некоторые характеристики траекторий полета к Венере с облетом астероида 2002 SY50 на участке Венера–Венера для дат старта с 20.05.2031 г. по 10.06.2031 г. Траектории, использованные в качестве опорных (начального приближения), оптимизированы по функционалу  $\Delta V_0$

$t_1$ (UTC)	$t_2$ (UTC)	$t_3$ (UTC)	$t_4$ (UTC)	$\Delta V_0$ , км/с	$V_r$ , км/с	$H_p$ , $10^3$ км	$i_p$ , град	$\lambda_{cent}$ , град	$\Phi_{cent}$ , град
24.05.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.774	4.846	13.4	59.8	-115.7	48.6
25.05.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.777	4.852	13.0	60.1	-115.7	48.6
26.05.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.78	4.857	12.6	60.3	-115.6	48.7
28.05.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.784	4.864	12.2	60.6	-115.5	48.8
30.05.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.796	4.877	11.4	61.1	-115.4	48.9
01.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.812	4.891	10.7	61.5	-115.2	49.0
02.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.822	4.899	10.4	61.7	-115.1	49.1
03.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.832	4.907	10.0	61.9	-115.1	49.2
04.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.844	4.915	9.7	62.1	-115.0	49.3
05.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.857	4.923	9.4	62.2	-114.9	49.4
05.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.872	4.932	9.1	62.4	-114.8	49.5
06.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.887	4.941	8.7	62.5	-114.7	49.6
07.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.904	4.95	8.4	62.7	-114.6	49.6
08.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.922	4.959	8.1	62.8	-114.5	49.7
10.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.942	4.969	7.8	62.9	-114.4	49.8
11.06.2031	14.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.964	4.979	7.6	63.0	-114.3	49.9
12.06.2031	15.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	3.986	4.989	7.3	63.1	-114.2	50.0
13.06.2031	15.09.2031	28.12.2031	26.04.2032	4.011	5	7.0	63.2	-114.1	50.1

*Анализ результатов по достижимым точкам посадки в рамках рассмотренных сценариев*

Рассмотрим более подробно полученные результаты с точки зрения обеспечения посадки спускаемого аппарата в требуемое место на поверхности Венеры. Для этого проанализируем доступные для посадки места на поверхности Венеры, которые могут быть достигнуты при полете по траекториям, включающим безымпulseный пролет астероида.

Приведем в табл. 4 некоторые характеристики перелета КА к Венере с облетом астероида для дат старта с 2029 по 2040 гг.

Из табл. 4 видно, что число доступных астероидов увеличивается для дат старта с 2032 по 2038 гг. по сравнению с запуском в 2029 и 2031 гг., при этом максимальное число возможных сценариев (7) может быть реализовано при запуске КА в пределах окна старта в 2034–2035 гг. При этом особый интерес вызывает самый крупный из астероидов, первоначально отобранных для анализа – астероид 5731 Зевс (диаметр 5.23 км, для сравнения, самыми крупными объектами из выбранных 120 по каталогу JPL являются астероид 7092 Cadmus (6.32 км)

и ядро кометы 96P/Machholz 1 (6.4 км)), перелет к которому возможен при старте 03.06.2036 г.; пролет этого астероида происходит 27.10.2036 г., при этом относительная скорость пролета составит ~14 км/с (табл. 1).

Приведем на рис. 7 суммарную достижимую область посадки на поверхности Венеры для дат старта с 2029 по 2040 гг., построенную с учетом данных табл. 4 для величины угла входа в атмосферу – 12°. На рис. 7 приведены координаты центров окружностей посадки, получаемые при реализации полученных в данном исследовании траекторий перелета КА к Венере с облетом астероида в окна старта с 2029 по 2040 гг. Можно увидеть, что большая часть поверхности Венеры может быть достигнута при реализации траекторий полета КА с облетом и Венеры, и астероида. Отдельно отметим, что большая часть центров окружностей посадки лежит в пределах  $-180 \leq \lambda \leq 0$  по долготе (град) и  $0 \leq \phi \leq 90$  по широте (град).

Основываясь на рис. 7, можно утверждать, что практически в любое окно старта для полета к Венере можно найти такую траекторию перелета КА в рамках сценария с гравитационным маневром, которая будет включать безымпulseную встречу с астероидом.

**Таблица 4.** Параметры окружностей посадки, получаемых при полете КА по траектории, сопровождающейся безымпulsным облетом астероида (при старте в 2029–2040 гг.)

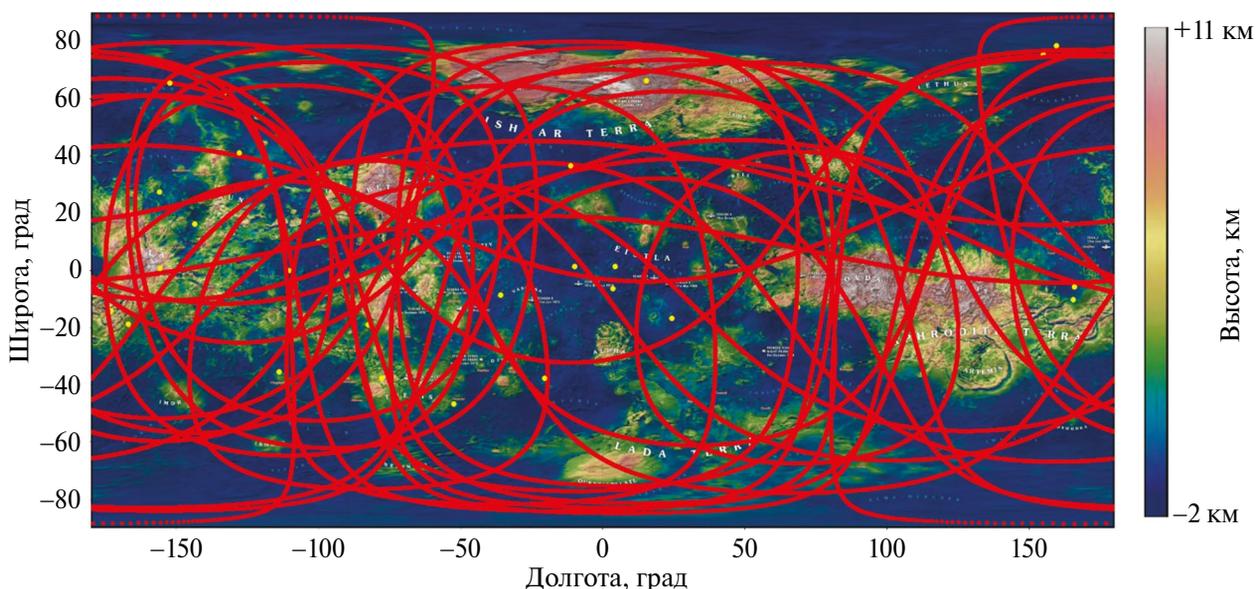
Год	Астероид	Дата посадки на Венеру	$V_r$ , км/с	$\lambda_{\text{cent}}$ , град	$\Phi_{\text{cent}}$ , град	$V_{\text{ent}}$ , км/с	$\psi$ , град			
							$\theta_{\text{ent}} = -6^\circ$ ,	$\theta_{\text{ent}} = -12^\circ$ ,	$\theta_{\text{ent}} = -24^\circ$ ,	$\theta_{\text{ent}} = -27^\circ$ ,
2029	2000 WB1	12.09.2030	6.16	-143.6	16.1	11.97	64	73	90	95
	2006 KE89	27.09.2030	4.31	-100.0	10.1	11.13	53	63	82	87
2031	2004 TG10	31.03.2032	6.12	-133.3	61.4	11.98	64	73	91	95
	4341 Poseidon	25.06.2032	6.19	-95.2	8.1	10.86	47	57	78	83
	1996 FG3	04.07.2032	5.61	165.4	-10.3	11.69	61	70	88	93
	2002 SY50	09.05.2032	3.56	-82.5	-19.1	14.32	78	86	101	105
2032–2033	6063 Jason	13.03.2034	3.97	-156	1	11.00	50	60	80	85
	1685 Toro	12.11.2033	8.29	-173	-14	13.19	73	81	97	101
	9162 Kwila	04.12.2033	4.63	-110	0	11.26	55	65	84	88
	2P/Encke	04.03.2034	6.70	-20	-38	12.25	66	75	92	97
	2003 UC20	19.03.2034	7.73	24	-17	12.85	71	79	96	100
	139289	13.01.2034	8.84	160	78	13.54	75	83	98	102
2034–2035	1998 KN3	26.06.2035	4.62	19	-32	11.25	55	65	84	88
	141484	12.07.2035	3.17	68	-13	10.74	44	54	75	80
	308043	13.08.2035	3.85	155	75	10.96	49	60	79	84
	1865 Cerberus	12.06.2035	8.86	166	-6	13.56	75	83	98	102
	9162 Kwila	20.07.2035	6.85	-78	-38	12.34	67	76	93	97
	163243	18.08.2035	5.59	15	66	11.69	61	70	88	93
	4544 Xanthus	12.10.2035	7.52	-10	1	12.72	70	79	95	99
2036	159686	29.01.2037	7.70	-156	27	12.83	71	79	96	100
	5731 Zeus	05.05.2037	7.15	-52	-47	12.51	68	77	94	98
	154035	02.06.2037	8.19	33	20	13.13	72	81	97	101
2037–2038	139289	22.10.2038	5.33	-11	36	11.56	59	69	87	92
	154276	18.09.2038	4.97	-114	-35	11.40	57	67	85	90
	141484	14.11.2038	4.91	-128	41	11.38	57	66	85	90
	194268	14.12.2038	6.20	-36	-9	11.99	64	73	91	95
	4197 Morpheus	28.12.2038	7.02	4	1	12.43	68	77	94	98
	184990	27.12.2038	6.99	4	-6	12.42	68	76	93	98
2040	1686 Toro	11.11.2041	7.93	-167	-19	12.97	71	80	96	100
	3554 Amun	16.11.2041	6.81	-152	65	12.31	67	76	93	97

**Примечание.**  $\theta_{\text{ent}}$ ,  $V_{\text{ent}}$  – угол и скорость КА в момент входа в атмосферу планеты.

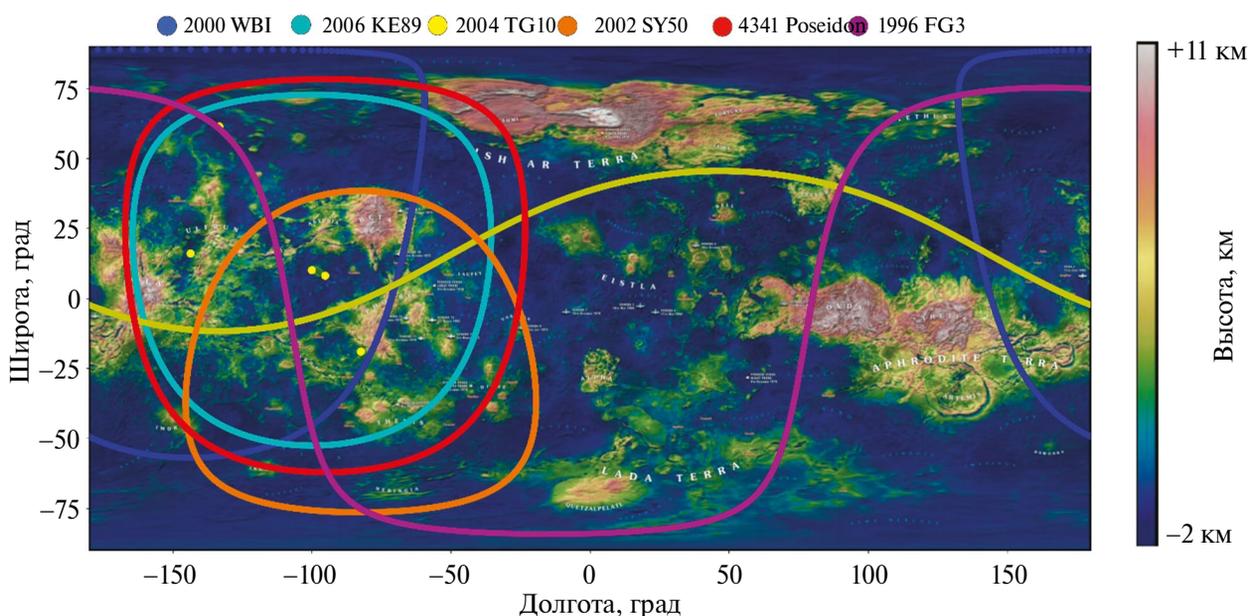
Для окон старта КА в 2029 и 2031 гг. в табл. 4 приведены параметры окружностей посадки. Данные окна старта выбраны в первую очередь из-за того, что в 2029–2031 гг. запланирован запуск КА в рамках миссии “Венера-Д”. В рамках данного проекта может быть реализован сценарий с гравитационным маневром для обеспече-

ния посадки в требуемой области на поверхности планеты (Eismont и др., 2022a; 2022b).

На рис. 8 приведена карта поверхности Венеры с отображенными на ней окружностями посадки, которые могут быть достигнуты при полете КА с пролетом астероида. Окружности посадки построены для угла входа  $-12^\circ$  (табл. 3).



**Рис. 7.** Суммарная достижимая область посадки (совокупность красных линий) при полете по траекториям, включающим облет Венеры, облет астероида и последующий возврат к Венере (по данным табл. 4, даты старта в период с 2029 по 2040 гг.).



**Рис. 8.** Окружности посадки, получаемые при полете КА на витке резонансной 1:1 орбиты, обеспечивающей безымпультный облет астероида или кометы; рассматриваются окружности посадки для траекторий полета КА в окна старта 2029 и 2031 гг.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе рассмотрена задача построения схемы полета к Венере с последующей посадкой на ее поверхность и с попутным пролетом астероида. Полученные результаты позволили сделать следующие выводы.

1. В ходе исследования на всем выбранном интервале дат старта с 2029 по 2050 гг. не удалось обнаружить ни одной возможной траектории КА, включающей безымпультный облет астероида на

участке Земля–Венера. Этот факт можно объяснить тем, что исследуемые траектории перелета КА к Венере имеют малое наклонение к плоскости эклиптики (не более  $8^\circ$ ), в то время как большая часть тех астероидов, с которыми предполагалось сближение, имеют орбиты с большим наклонением, при этом гелиоцентрические расстояния точек пересечения этих орбит с эклиптикой находятся на существенном удалении от орбит и Земли, и Венеры.

2. В рамках сценария полета к Венере с гравитационным маневром и последующим витком по резонансной 1:1 гелиоцентрической орбите было обнаружено 39 астероидов и 62 сценария полета, в рамках которых удовлетворяются требования к безымпulsности пролета Венеры и астероида, а также последующего возврата КА к Венере.

3. Более подробное исследование полета к Венере с пролетом астероида 2002 SY50 показало, что вследствие изменения требований к траектории КА введение требований к безымпulsному пролету астероида и Венеры приводит к возрастанию стартового импульса  $\Delta V_0$ , причем это возрастание происходит в пределах от 0 м/с (19.05.2031 г., наилучший случай) до 220 м/с (12.06.2031 г., наихудший случай). Такое изменение можно объяснить тем, что в оптимальном с точки зрения  $\Delta V_0$  сценарии без пролета астероида асимптотическая скорость КА относительно Венеры во время их первого сближения убывает, а в сценарии с пролетом астероида потребная скорость возрастает в силу необходимости удовлетворения вышеобозначенных требований.

4. Анализ достижимых районов посадки при реализации траекторий полета КА к Венере с безымпulsной встречей с астероидом показал, что накладываемое требование к безымпulsности пролета и Венеры, и астероида значительно сокращает достижимые районы посадки. При этом преимущества подхода с гравитационным маневром, по сравнению с прямым перелетом, сохраняются, поскольку возможен поворот вектора асимптотической скорости, что позволяет изменить район посадки при последующем сближении КА с Венерой. Анализ же достижимых районов посадки с 2029 по 2040 гг. в сценарии с пролетом астероида показал, что в каждое из окон старта можно найти такой астероид, пролет которого возможен при незначительном изменении места посадки.

Данная работа финансировалась за счет средств бюджета института. Никаких дополнительных грантов на проведение или руководство данным конкретным исследованием получено не было.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С., Захваткин М.В., Корянов В.В., Лавренов 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: Изд-во НПО им. С.А. Лавочкина, 2018. 336 с.
- Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Полеты в системе Юпитера с использованием гравитационных маневров около галилеевых спутников // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2013. № 1. С. 32–72.
- Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Баллистическое проектирование полетов к Венере в эпоху 2021–2028 гг. Области достижимости при посадке // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2018. № 76. С. 1–28.
- Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Методика формирования больших наклонений орбит космических аппаратов с использованием гравитационных маневров // Докл. Академии наук. 2017. Т. 472. С. 403–406.
- 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 // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. Вып. 3. С. 13–17.
- 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. № 10 (118). С. 7–30.
- Суханов А.А. Астродинамика. М.: Изд-во Институт космических исследований РАН, 2010. 202 с.
- Суханов А.А. Двойные облеты планеты. М.: Изд-во ИКИ РАН, 1993. 32 с.
- 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” // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. Вып. 4. С. 11–18.
- Baskaran G., Bonthalapati A.S., Lewis J.D., Malone K.J., Ved H.M., Lyne J.E. A Survey of Mission Opportunities to Trans-Neptunian Objects – Part IV // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conf. / Eds: Broschart S.B., Turner J.D., Howell K.C., Hoots F.R. Virginia: Am. Inst. Aeronautics and Astronautics, 2014. V. 64. 296 p.
- Belton M.J.S., Chapman C.R., Klaasen K.P., Harch A.P., Thomas P.C., Veverka J., McEwen A.S., Pappalardo R.T. Galileo’s encounter with 243 Ida: An overview of the imaging experiment // Icarus. 1996. V. 120. № 1. P. 1–19.
- Bolin B.T., Noll K.S., Caiazzo I., Fremling C., Binzel R.P. Keck and Gemini spectral characterization of Lucy mission fly-by target (152830) Dinkinesh // Icarus. 2023. V. 400 id. 115562.
- Carry B., Solano E., Egl S., DeMeo F.E. Spectral properties of near-Earth and Mars-crossing asteroids using Sloan photometry // Icarus. 2016. V. 268. P. 340–354.
- DellaGiustina D., Golish D.R., Guzewich S., Moreau M., Nolan M.C., Polit A.T., Simon A.A. Osiris-APEX: A proposed OSIRIS-REx extended mission to Apophis // LPI Contrib. 2022. V. 2681. P. 2011.
- León J., Licandro J., Pinilla-Alonso N., Moskovitz N., Karenta T., Popescu M. Characterisation of the new target of the NASA Lucy mission: Asteroid 152830 Dinkinesh

- (1999 VD57) // *Astron. and Astrophys.* 2023. V. 672. id. A174.
- Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A.* 2019. Venera-D mission scenario and trajectory // *Sol. Syst. Res.* 2019. V. 53. № 7. P. 578–585.
- Eismont N.A., Nazirov R.R., Fedyayev K.S., Zubko V.A., Belyayev A.A., Zasova L.V., Gorinov D.A., Simonov A.V.* Resonant orbits in the problem of expanding accessible landing areas on the Venus surface // *Astron. Lett.* 2021. V. 47. № 5. P. 316–330.
- Eismont N., Kovalenko I., Nazarov V., Korotkov F., Pupkov M., Zubko V., Poghodin A., Mzhelskiy P., Mikhailov E., Ditrikh A.* Orbital and attitude control of Spectr-RG observatory under technical constraints // *Space Operations.* 2022a. P. 541–558.
- Eismont N., Zubko V., Belyayev A., Fedyayev K., Zasova L., Gorinov D., Simonov A., Nazirov R.* Expansion of landing areas on the Venus surface using resonant orbits in the Venera-D project // *Acta Astronaut.* 2022b. V. 197. P. 310–322.
- Garvin J.B., Getty S.A., Arney G.N., Johnson N.M., Kohler E., Schwer K.O., Sekerak M., Bartels A., Saylor R.S., Elliott V.E., and 29 co-authors.* Revealing the mysteries of Venus: The DAVINCI mission // *Planet. Sci. J.* 2022. V. 3. № 5. id. 117 (17 p.).
- Glaze L.S., Wilson C.F., Zasova L.V., Nakamura M., Limaye S.* Future of Venus research and exploration // *Space Sci. Rev.* 2018. V. 214. № 5. id. 89.
- Hirabayashi M., Mimasu Y., Sakatani N., Watanabe S., Tsuda Y., Saiki T.* Hayabusa2 extended mission study group. Hayabusa2 extended mission: New voyage to rendezvous with a small asteroid rotating with a short period // *Adv. Space Res.* 2021. V. 68. № 3. P. 1533–1555.
- Kikuchi S., Mimasu Y., Takei Y., Saiki T., Scheeres D.J., Hirabayashi M., Wada K., Yoshikawa M., Watanabe S.-i., Tanaka S., Tsuda Y.* Preliminary design of the Hayabusa2 extended mission to the fast-rotating asteroid 1998 KY26 // *Acta Astronautica.* 2023. V. 211. P. 295–315.
- Levison H.F., Olkin C.B., Noll K.S., Marchi S., Bell III J.F., Bierhaus E., Binzel R., Bottke W., Britt D., Brown M., and 15 co-authors.* Lucy mission to the Trojan asteroids. Science goals // *Planet. Sci. J.* 2021. V. 2. № 5. id. 171 (13 p.).
- Lauretta D.S., Balram-Knutson S.S., Beshore E., Boynton W.V., Drouet d'Aubigny C., DellaGiustina D.N., Sandford S.A., Enos H.L., Golish D.R., Hergenrother C.W., Howell E.S., and 38 co-authors.* OSIRIS-REx: sample return from asteroid (101955) Bennu // *Space Science Reviews.* 2017. V. 212. P. 925–984.
- Neugebauer M., Gloeckler G., Gosling J.T., Rees A., Skoug R., Goldstein B.E., Armstrong T.P., Combi M.R., Makinen T., McComas D.G. and 5 co-authors.* Encounter of the Ulysses spacecraft with the ion tail of comet McNaught // *Astrophys. J.* 2007. V. 667. № 2. P. 1262–1266.
- Olkin C.B., Levison H.F., Vincent M., Noll K.S., Andrews J., Gray S., Good P., Marchi S., Christensen P., Reuter D., and 12 co-authors.* Lucy mission to the Trojan asteroids: Instrumentation and encounter concept of operations // *Planet. Sci. J.* 2021. V. 2. № 5. id. 172 (14 p.).
- Petropoulos B.* Physical parameters of the atmosphere of Venus // *Earth, Moon, and Planets.* 1988. V. 42. № 1. P. 29–40.
- Porco C.C., Baker E., Barbara J., Beurle K., Brahic A., Burns J.A., Charnoz S., Cooper N., Dawson D.D., Del Genio A.D., and 20 co-authors.* Cassini imaging science: Initial results on Phoebe and Iapetus // *Science.* 2005. V. 307. № 5713. P. 1237–1242.
- Smrekar S., Dyar M., Hensley S., Helbert J., Hensley S., Nunes D., Whitten J.* VERITAS (Venus Emissivity, Radio Science, In SAR, Topography And Spectroscopy): A proposed discovery mission // *AAS/Division for Planet. Sci. Meeting Abstracts.* 2016. V. 48. P. 207–216.
- Stern S.A., Weaver H.A., Spencer J.R., Elliott H.A., and the New Horizons Team.* The New Horizons Kuiper Belt extended mission // *Space Sci. Rev.* 2018. V. 214. № 4. P. 379–394.
- Sukhanov A.A.* Trajectory design for the mission ‘Hannes’ // *Acta Astronaut.* 1996. V. 39 P. 25–34.
- Veverka J., Thomas P., Harch A., Clark B., Bell III J.F., Carcich B., Joseph J., Murchie S., Izenberg N., and 5 co-authors.* NEAR encounter with asteroid 253 Mathilde: Overview // *Icarus.* 1999. V. 140. № 1. P. 3–16.
- Veverka J., Thomas P., Harch A., Clark B., Bell J.F., Carcich B., Joseph J., Chapman C., Merline W., Robinson M., and 6 co-authors.* NEAR’s flyby of 253 Mathilde: Images of a C asteroid // *Science.* 1997. V. 278. № 5346. P. 2109–2114.
- Vorontsov V.A., Lokhmatova, M. G., Martynov, M. B., Pichkhadze, K. M., Simonov, A. V., Khartov, V. V., Zasova L.V. and 2 co-authors.* Prospective spacecraft for Venus research: Venera-D design // *Sol Syst. Res.* 2011. V. 45. P. 710–714.
- Straume-Lindner, A. G., Schulte, M., Voirin, T., Pacros, A., Widemann, T., Bruzzone, L., and the EnVision Team.* Science objective and status of the EnVision Mission to Venus // *AAS/Division for Planetary Sciences Meeting Abstracts.* 2023. V. 55. № 8, P. 507–05.
- Warner B.D., Harris A.W., Pravec P.* The asteroid lightcurve database // *Icarus.* 2009. V. 202. № 1. P. 134–146.
- 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 // *Sol. Syst. Res.* 2019. V. 53. № 7. P. 506–510.
- Zubko V.A.* Possible flight trajectories to Venus with landing in a given region // *Astron. Lett.* 2022. V. 48. № 12. P. 761–774.
- Zubko V.* Analysis of prospective flight schemes to Venus accompanied by an asteroid flyby // *Acta Astronaut.* 2023a. V. 210. P. 56–70.
- Zubko V.A., Eismont N.A., Fedyayev K.S., Belyayev A.A.* A method for constructing an interplanetary trajectory of a spacecraft to Venus using resonant orbits to ensure landing in the desired region // *Adv. Space Res.* 2023b. V. 72. № 2. P. 161–179.