

АНАЛИЗ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА К ТРАНСНЕПТУНОВОМУ ОБЪЕКТУ (90377) СЕДНА

© 2021 г. В. А. Зубко^{1,2*}, А. А. Суханов¹, К. С. Федяев³, В. В. Корянов², А. А. Беляев^{1,2}

¹Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

²Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

³Военный университет Министерства обороны Российской Федерации, Москва, Россия

Поступила в редакцию 23.12.2020 г.

После доработки 15.01.2021 г.; принята к публикации 02.02.2021 г.

Приведены результаты анализа оптимального перелета к транснептуновому объекту (90377) Седна при старте в 2029 г. Седна является дальним космическим объектом с перигелием и афелием порядка 74 и 1000 а.е. соответственно, что говорит о возможной принадлежности этого небесного тела к облаку Оорта. Орбитальный период Седны составляет более 11 тыс. лет. В рамках исследования рассмотрены прямой перелет к Седне, а также перелет с гравитационными маневрами у Венеры, Земли и Юпитера при ограничении на длительность перелета и суммарную ΔV . В качестве основного сценария перелета к Седне при старте в 2029 г. выбран перелет по схеме Земля–Венера–Земля–Земля–Юпитер, что при ограничениях времени перелета 30 лет обеспечивает затраты ΔV не более 4.64 км/с. Также исследована возможность расширения сценария перелета к Седне за счет включения пролета одного или нескольких астероидов на близком расстоянии. В качестве примера подробно рассмотрен сценарий с пролетом астероидов главного пояса (20) Массалия и (5080) Оя.

Ключевые слова: Седна, транснептуновый объект, Облако Оорта, астероиды, гравитационный маневр, задача Ламберта.

DOI: 10.31857/S0320010821030104

ВВЕДЕНИЕ

Многолетние наблюдения за долгопериодическими кометами, появляющимися вблизи Солнца, показали, что их количество не может быть объяснено случайным пролетом межзвездных тел. Иными словами, в Солнечной системе должен существовать источник появления комет. В 1950 г. Ян Хендрик Оорт предложил концепцию, согласно которой за орбитой Плутона, на расстоянии около 100 000 а.е., существует некоторая область космического пространства (впоследствии названная Облаком Оорта, Оорт, 1950), в которой находятся небольшие тела, состоящие из льда и камня. Орбиты таких тел являются устойчивыми из-за значительного удаления от Солнца и планет, однако, вследствие гравитационных возмущений от близлежащих звезд или в результате взаимных столкновений этих объектов, их орбиты могут изменяться. Таким образом, из Облака Оорта тела могут попадать во внутреннюю часть Солнечной системы, при этом нагреваясь при приближении

к Солнцу и представляя в виде долгопериодических комет. Помимо такого рода комет, Облако Оорта может содержать и более плотные тела, не обнаруживающие при сближении с Солнцем кометных свойств, а ведущие себя как обычные астероиды. В то же время количество открытых на данный момент небесных тел, гипотетически принадлежащих Облаку Оорта, слишком мало для того, чтобы однозначно свидетельствовать о его существовании.

Первым обнаруженным транснептуновым объектом стал астероид (15760) Альбион, открытый в 1992 г. Этот объект имеет период около 289 лет и обращается вокруг Солнца по почти круговой орбите с афелием более 46 а.е. Обнаружение Альбиона подтвердило гипотезу о существовании области, состоящей из остаточного материала формирования Солнечной системы и названной позднее поясом Койпера. Дальнейшие наблюдения и поиск более крупных и дальних объектов привели к открытию, сделанному американцами Майклом Брауном, Дэвидом Рабиновичем и Чедвиком Трухильо. В 2003 г. эта группа астрономов в резуль-

*Электронный адрес: v.zubko@iki.rssi.ru

тате многолетних наблюдений обнаружила объект 2003VB₁₂ диаметром порядка 1000 км (Браун и др., 2004; Пал и др., 2012; Кук и др., 2005; Трухильо и др., 2005) с сильно вытянутой орбитой, перигелием ~76 а.е. и афелием ~1006 а.е. (Браун и др., 2004). Орбитальный период объекта оценивался в 11 400 земных лет (Браун и др., 2004). Таким образом, на момент открытия это был самый далекий объект Солнечной системы, который получил название (90377) Седна в честь богини инуитов и эскимосов. В их представлении Седна, будучи богиней царства мертвых, правит пустыней вечного холода — Адливуном. Открытие Седны возродило интерес к вопросу существования Облака Оорта (Браун и др., 2004) и породило новые открытия, одним из которых стал объект 2017 MB₇; его орбитальный период составляет более 168 тыс. земных лет, а афелий оценивается более чем в 6000 а.е.^{1,2}

Седна — типичный представитель обособленной группы транснептуновых объектов, т.е. небесных тел, орбита которых располагается в поясе Койпера и в рассеянном диске (Браун и др., 2004). Некоторые оценки поверхностного состава Седны показывают, что она может быть покрыта слоем углеродородного осадка (толина), который образуется в результате облучения метана (Кук и др., 2005; Трухильо и др., 2005). Такой поверхностный состав характерен для объектов из пояса Койпера, например: Плутона, Хаумеа, Макемаке, Эриды или спутника Нептуна Тритона (Кук и др., 2005; Трухильо и др., 2005). Поскольку Седна, вероятно, сходна по составу поверхности с классическими объектами пояса Койпера, но сильно отличается от них своей орбитой, существуют различные версии происхождения этого небесного тела. Одной из основных версий, высказанной еще первооткрывателями, является изменение орбиты Седны за счет динамических эффектов во время формирования Солнечной системы в плотном звездном скоплении (Браун и др., 2004; Меган и др., 2009). Однако существуют и другие версии механизмов появления Седны — например, ее образование в результате прохождения на расстоянии 52 тыс. а.е. от Солнца звезды Шульца (Брассер и др., 2006; Каиб, Куин, 2008) около 70 тыс. лет назад (Мамайек и др., 2015) или захват Седны из межзвездного пространства (Морбиделли, Левисон, 2004; Кенион, Бромли, 2004).

¹Орбитальные элементы получены с использованием базы орбитальных данных Jet Propulsion Laboratory's Horizons on-line ephemeris service, <http://ssd.jpl.nasa.gov/> (Дата обращения 10.09.2020).

²Согласно данным базы орбитальных данных Lowell Asteroid Orbital Elements Database <https://asteroid.lowell.edu/main/astorb> (Дата обращения 10.09.2020).

Согласно базам данных орбитальных элементов астероидов^{1,2}, на данный момент Седна находится на расстоянии порядка 80 а.е. от Солнца. Ожидается, что она пройдет перигелий своей орбиты в 2075–2076 гг. и затем начнет удаляться от Солнца (Браун и др., 2004). Так как Седна вернется в свой перигелий лишь через 11 с лишним тысяч лет, сейчас открывается уникальная возможность ее исследования с близкого расстояния с помощью посланного к ней космического аппарата (КА).

В предлагаемой работе приводятся результаты анализа возможной миссии к Седне с датой старта в 2029 г., поскольку этот год оставляет достаточный срок для разработки и осуществления такой миссии и в то же время не является отдаленным будущим. Рассматривается как прямой перелет, так и перелет с использованием гравитационных маневров у планет земной группы и у Юпитера с учетом наложенных авторами ограничений на время перелета к Седне и на суммарную величину характеристической скорости, определяющей расход массы топлива на выполнение космической операции (ΔV), которые равны 30 годам и 8 км/с соответственно. Для анализа авторы использовали схему перелета Земля–Венера–Земля–Земля–Юпитер, которая позволяет существенно снизить суммарную ΔV для перелета к Седне по сравнению с другими схемами полета³.

Анализ возможных траекторий перелета к Седне производился и ранее; в частности, результаты такого анализа приводятся в работе (МакГреннаган и др., 2011). В этой работе рассматривается схема полета, аналогичная схеме полета аппаратов “Pioneer 10 и 11”, “Voyager 1 и 2”, “Ulysses”, “New Horizons”, с единственным гравитационным маневром у Юпитера (т.е. полет по схеме Земля–Юпитер–Седна). В работе показано, что для дат старта с Земли в 2021–2023, 2033–2035 и 2045–2047 гг. и продолжительности полета 24.5 года величина необходимой ΔV оказывается не ниже 7.5 км/с. Результаты, представленные в настоящей работе, еще раз подтверждают, что включение в схему полета хорошо известной у баллистиков цепочки гравитационных маневров Венера–Земля–Земля позволяет существенно снизить потребную величину ΔV .

Дополнением к сценарию полета к Седне может быть включение в него пролетов на близком расстоянии одного или нескольких астероидов с целью их изучения с пролетной траектории. Такие встречи с астероидами производились в рамках осуществленных ранее миссий (“Galileo”, “Cassini-Huygens”, “Rosetta”, “New Horizons” и некоторых

³Подобная схема перелета использовалась также при полете аппарата Galileo к Юпитеру.

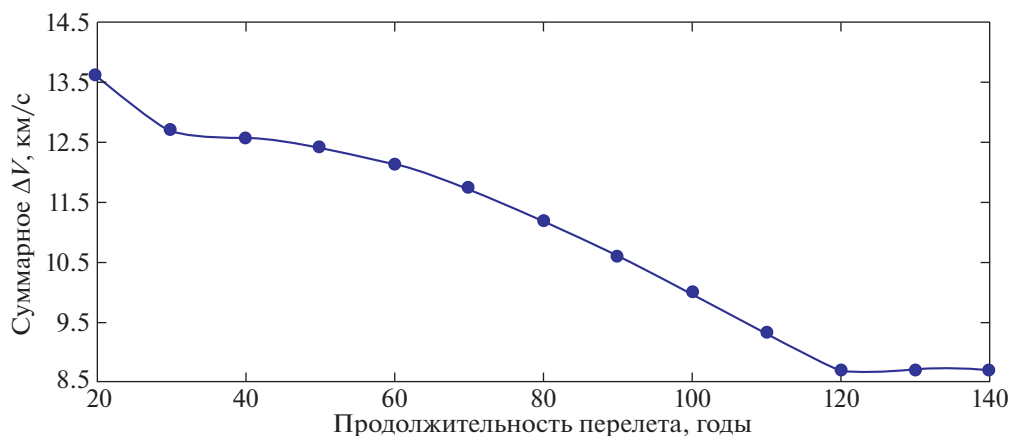


Рис. 1. Зависимость величины суммарной ΔV от времени перелета к Седне.

других) (Боровин и др., 2018) и позволили получить ценную информацию об астероидах с незначительным увеличением суммарной ΔV , необходимой для сближения с астероидом, а то и вовсе без дополнительных топливных затрат.

В настоящей работе определена оптимальная траектория перелета к Седне для старта в 2029 г. с ограничением на время перелета в 30 лет. Представлены таблицы, позволяющие оценить, какие астероиды могут быть исследованы с близкого расстояния при полете к Седне в 2029 г. в течение 30 лет при принятых авторами ограничениях на величину ΔV . Наиболее ценным астероидом, близкий пролет которого возможен при небольшом увеличении суммарной ΔV , является крупный астероид главного пояса (20) Массалия. Наряду с астероидом Массалия, может быть осуществлено сближение с астероидом (5080) Оя практически без дополнительной ΔV .

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРЯМОГО ПЕРЕЛЕТА

На первом этапе исследования была изучена возможность осуществления прямого перелета к Седне. Для этого была построена зависимость суммарной величины ΔV от времени перелета при старте в 2029 г. (рис. 1).

Анализ полученных данных показывает, что при ограничении на суммарную величину ΔV , равном 8 км/с, прямой перелет фактически не может быть осуществим ни при какой продолжительности полета. Минимальные значения величины разгонного импульса у Земли соответствуют перелету продолжительностью от 120 до 140 лет, что, разумеется, не имеет практического смысла.

ПОСТРОЕНИЕ ПЕРЕЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ

Возможность осуществления перелета к Седне открывается с применением гравитационных маневров. Построение траектории КА в этом случае может быть осуществлено с помощью метода склеенных конических сечений (Бэйт и др., 1971; Прадо, 2007; Батиста и др., 2019). Основная идея этого метода заключается в разбиении траектории на межпланетные (гелиоцентрические) участки и участки полета в сферах действия планет. Построение траекторий для каждого из участков происходит в рамках задачи двух тел, т.е. в предположении об отсутствии любых возмущений. Межпланетные участки траектории могут быть получены с помощью решения задачи Ламберта (Бэттин, 1999). В настоящей работе авторы применяют метод решения задачи Ламберта, описанный в работе (Суханов, 1988).

Применение метода склеенных конических сечений на начальных этапах проектирования межпланетной миссии существенно упрощает оптимизацию траекторий. Точность метода оказывается достаточной для того, чтобы использовать результаты в качестве предварительных оценок и начальных данных для последующих этапов проектирования миссии (Брукс, 1971; Прадо, 2005).

Характеристическая скорость, требуемая для прямого перелета к Юпитеру в оптимальную дату старта, составляет порядка 6.3 км/с. Эту требуемую скорость можно существенно уменьшить, используя гравитационные поля Венеры и Земли на начальном участке полета. Существуют разные варианты последовательности гравитационных маневров у Венеры и Земли; авторами выбрана схема перелета, обеспечивающая наименьшую величину ΔV , необходимую для полета к Юпитеру (Боровин и др., 2018), а именно схема Земля–Венера–Земля–Земля (рис. 2).

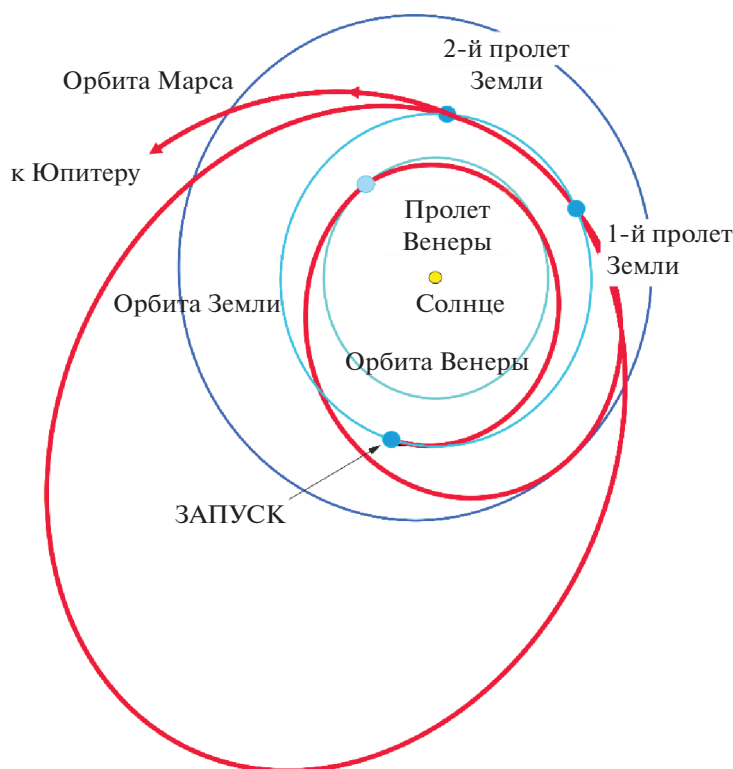


Рис. 2. Иллюстрация перелета Земля–Венера–Земля–Земля.

Перелет Земля–Венера–Земля имеет продолжительность в пределах 1.1–1.5 года и существенно увеличивает гелиоцентрическую скорость КА, однако ее все же недостаточно для достижения Юпитера без значительного активного маневра (т.е. маневра с использованием двигательной установки КА). Поэтому в результате такого перелета КА переводится на эллиптическую гелиоцентрическую орбиту с периодом 2 или 3 года с возвращением к Земле. При повторном пролете Земли ее гравитационного поля оказывается достаточно для приращения скорости, необходимого для дальнейшего пассивного полета к Юпитеру.

Нами рассматривается оптимальный перелет к Седне при старте с Земли в 2029 г. Применяется схема с описанным выше перелетом Земля–Венера–Земля–Земля и пролетом Юпитера⁴; при такой схеме для достижения Юпитера достаточно лишь величины ΔV , необходимой для перелета к Венере. Гравитационные маневры у Сатурна и Нептуна в 2029 г. не приводят к снижению требуемой ΔV на перелет к Седне, что обусловлено их орбитальным положением в этом году. Уран

же в принципе не подходит для использования, поскольку находится в это время далеко в стороне от траектории перелета к Седне. Сатурн и Нептун могут быть использованы для пролета, но при старте в более поздние сроки.

Анализ указанной схемы перелета показывает, что требуемая суммарная ΔV при любой длительности перелета удовлетворяет наложенному выше ограничению по величине 8 км/с (рис. 3).

Пользуясь опытом уже осуществленных миссий “Pioneer-10 и 11”, “Voyager-1 и 2” и “New Horizons”⁵, авторами было принято решение ограничиться поиском оптимальных траекторий, длительность которых не превышает 30 лет. При таком ограничении времени полета и старте в 2029 г. наименьшее значение ΔV для рассматриваемой схемы перелета достигается при старте 30.10.2029 (рис. 4). Суммарные затраты на такой перелет составляют 4.61 км/с.

Рисунок 4 позволяет также определить необходимый запас характеристической скорости в зависимости от заданного окна дат старта или, наоборот, величину окна дат старта при имеющемся запасе характеристической скорости. Например,

⁴Схема перелета Земля–Венера–Земля–Земля–Юпитер использовалась при полете аппарата Galileo к Юпитеру. Также похожую схему перелета используют проект “Juice” и перспективный российский проект “Лаплас-П” для снижения ΔV полета к Юпитеру.

⁵NASA Solar system missions web-page. URL: <https://solarsystem.nasa.gov/missions> (Дата обращения 10.09.2020.)

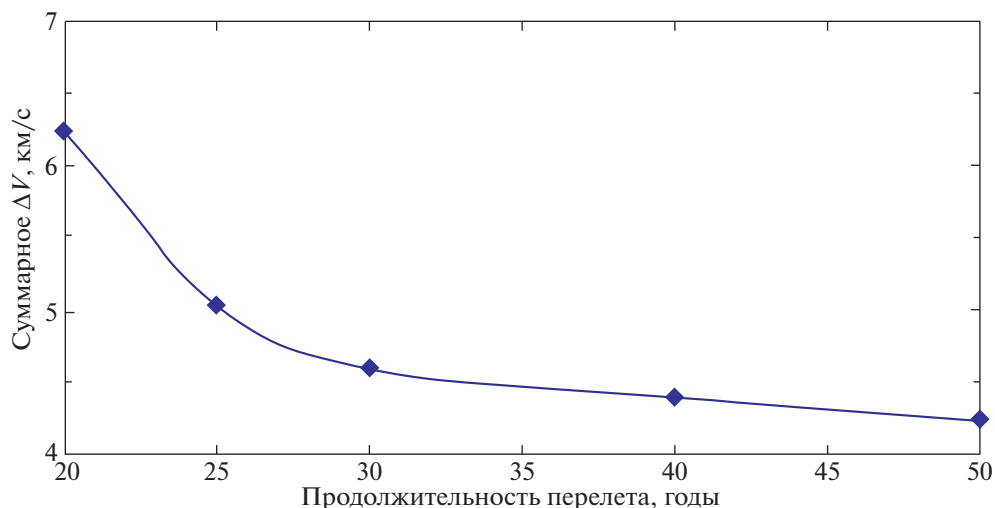


Рис. 3. Зависимость суммарной ΔV от времени перелета по схеме Земля–Венера–Земля–Земля–Юпитер.

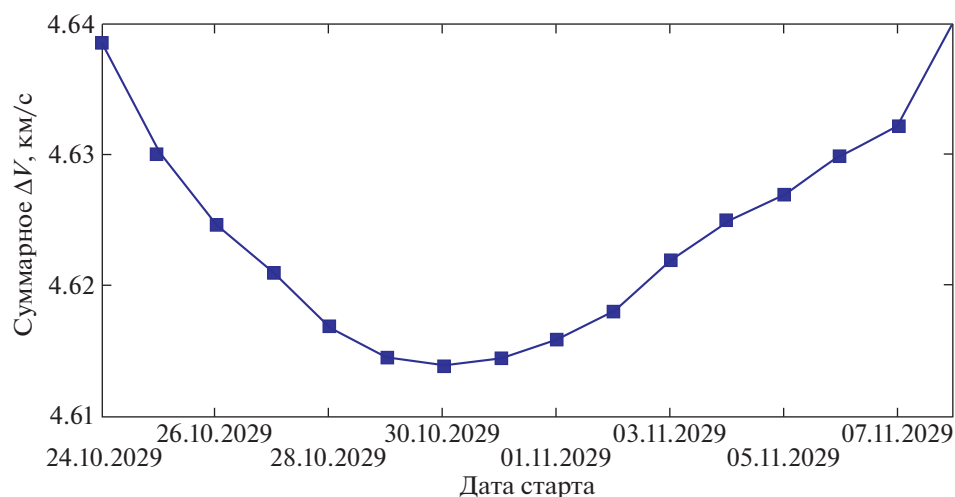


Рис. 4. Зависимость требуемой характеристической скорости от даты старта для схемы Земля–Венера–Земля–Земля–Юпитер–Седна.

если окно дат старта принято равным 15 дням (от 24.10 до 8.11), то необходимо иметь запас характеристической скорости, равный 4.64 км/с (максимальные значения кривой на рис. 4). Если же этот запас составляет 4.63 км/с, то окно дат старта сужается до 12 дней (от 25.10 до 6.11, см. рис. 4).

Траектория перелета при старте 30.10.2029 продолжительностью 30 лет показана на рис. 5, параметры этой траектории приведены в табл. 1.

Особенностью данной схемы перелета является наличие единственного активного маневра, который производится при втором пролете Земли; величина маневра составляет 0.9 км/с (см. табл. 1).

Для рассматриваемой схемы высота перицентра пролетной траектории у Юпитера составляет около

11 радиусов планеты. При такой высоте пролета радиационное воздействие на аппарат будет невелико.

ИССЛЕДОВАНИЕ АСТЕРОИДОВ С ПРОЛЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ

При перелете к Седне возможно изучение астероидов главного пояса с пролетной траектории на двух участках: Земля–Земля и Земля–Юпитер. В первом случае афелий траектории КА располагается за орбитой Марса и захватывает нижнюю часть главного пояса астероидов, а во втором случае траектория КА пересекает весь главный пояс.

Как показывают предварительные оценки, результаты которых приведены в табл. 2 и 3, при

Таблица 1. Параметры траектории КА для даты старта 30.10.2029

Небесные тела	Даты старта с Земли и пролета небесных тел	Относительные скорости отлета от Земли и пролета небесных тел, км/с	ΔV старта и при пролете планет, км/с	Высота исходной околоземной орбиты и пролета над планетами, тыс. км
Земля	30.10.2029	3.27	3.71	0.2
Венера	28.03.2030	5.46	0	6.9
Земля	12.02.2031	9.56	0	5.4
Земля	19.05.2033	9.60	0.9	0.3
Юпитер	09.09.2034	12.40	0	786.1
Седна	29.10.2059	13.70	—	0

Таблица 2. Потенциально доступные для изучения с пролетной траектории астероиды при перелете Земля–Земля в 2031–2033 г.

Дата пролета	Название астероида	Диаметр астероида*, км	Минимальное расстояние пролета, тыс. км	ΔV , м/с
26.12.2031	2001 RE1	2.1	607	192
24.02.2032	1999 JB38	4.4	801	180
08.03.2032	2015 RN76	1.1	1183	186
12.03.2032	2009 QS62	1.3	550	105

* Диаметры этих астероидов неизвестны, но известны их абсолютные звездные величины (см. сноску⁶); диаметры оценивались по этим величинам и некоему среднему значению альбедо, принятому равным 0.1.

Таблица 3. Потенциально доступные для изучения с пролетной траектории астероиды при перелете Земля–Юпитер в 2033–2034 г.

Дата пролета	Название астероида	Диаметр астероида*, км	Минимальное расстояние пролета, тыс. км	ΔV , м/с
06.11.2033	2017 PM7	1.6	1058	171
09.11.2033	2006 SN115	1.6	838	130
29.11.2033	2005 MR34	2.9	707	114
01.12.2033	2002 GL185	1.5	1102	175
13.01.2034	2008 TA59	1.8	1197	178

* Диаметры этих астероидов неизвестны, но известны их абсолютные звездные величины (см. сноску⁶); диаметры оценивались по этим величинам и некоему среднему значению альбедо, принятому равным 0.1.

ограничении на дополнительные затраты характеристической скорости, необходимые для сближения с астероидом до сколь угодно малого расстояния, возможность сближения с астероидами на участке Земля–Юпитер существенно выше, нежели на участке Земля–Земля. Однако скорость пролета астероида на участке Земля–Земля существенно меньше, поскольку в этом случае пролет

будет происходить практически в окрестности афелия траектории КА.⁶

В табл. 2 и 3 также указаны минимальные рас-

⁶Согласно данным базы орбитальных данных Asteroid Orbital Elements Database <https://asteroid.lowell.edu/main/astorb>. (Дата обращения 10.09.2020).

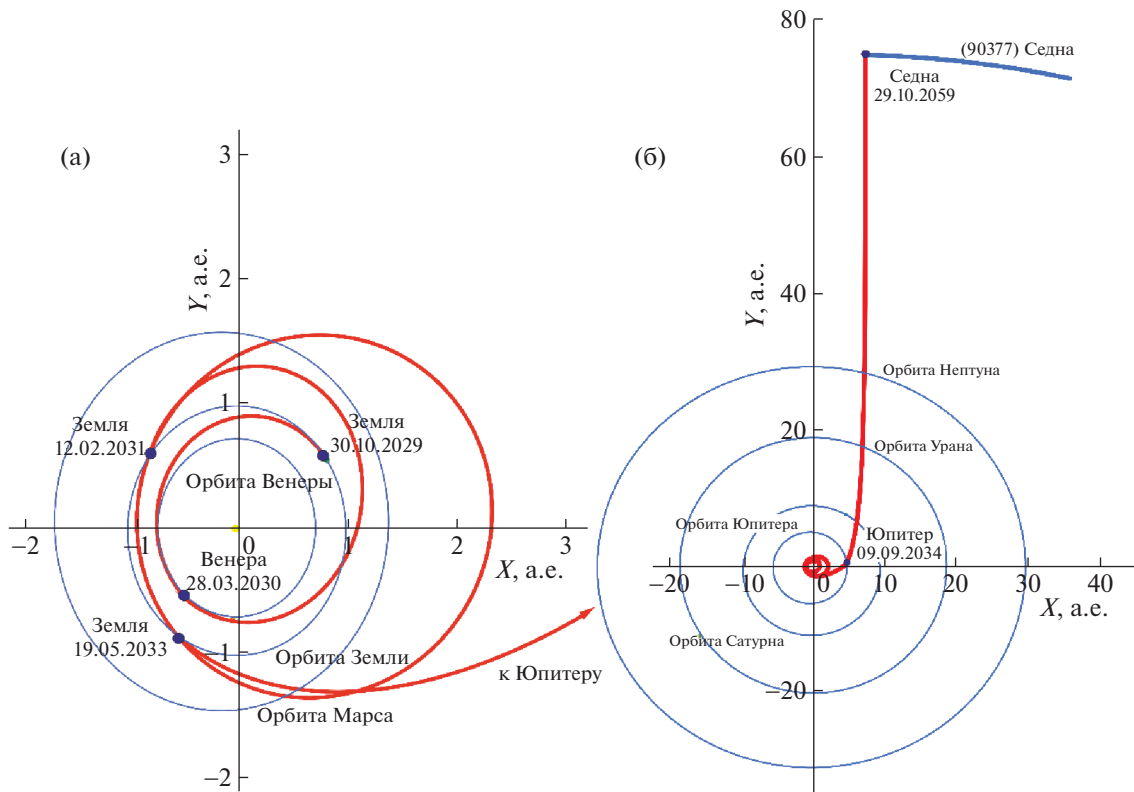


Рис. 5. Траектория перелета к Седне в 2029 г.: от Земли до перелета к Юпитеру (а) и от Юпитера до Седны (б).

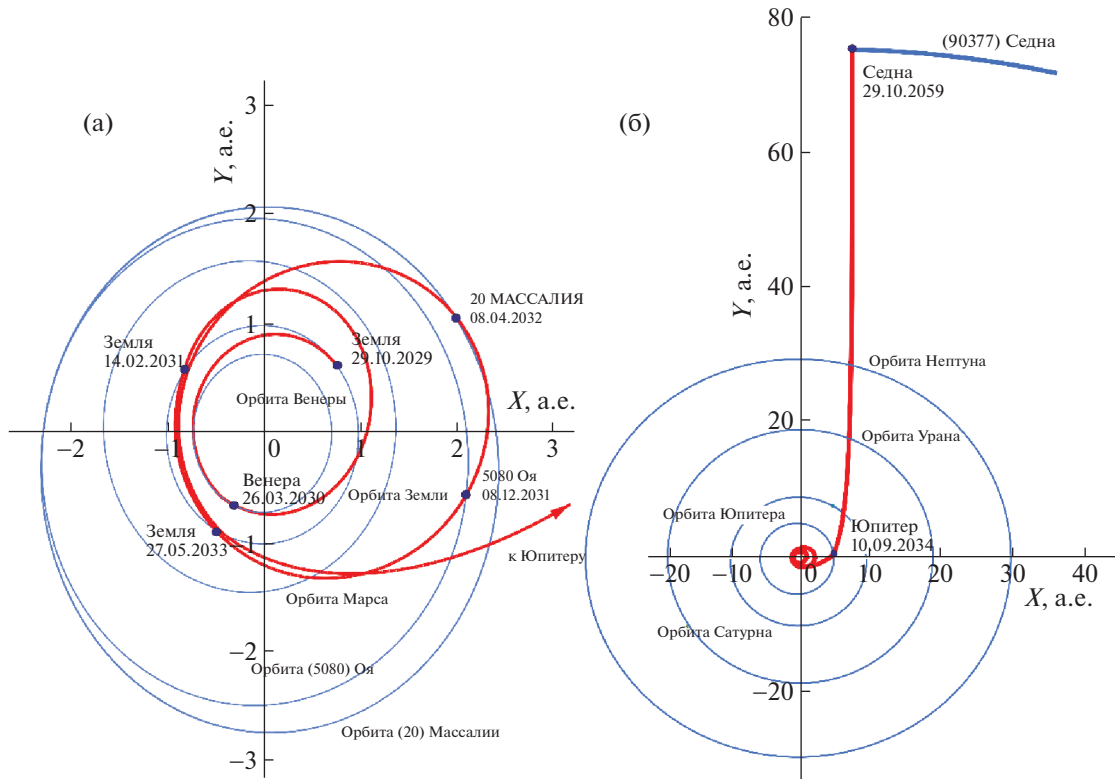


Рис. 6. Траектория перелета к Седне в 2029 г. с пролетом астероидов (5080) Оя и (20) Массалия: от Земли до перелета к Юпитеру (а) и от Юпитера до Седны (б).

Таблица 4. Параметры траектории КА с пролетом астероидов Оя и Массалия для оптимальной даты старта 29.10.2029

Небесные тела	Даты старта с Земли и пролета небесных тел	Относительные скорости отлета от Земли и пролета небесных тел, м/с	ΔV старта и при пролете планет, км/с	Высота исходной околоземной орбиты и пролета над планетами, тыс. км
Земля	29.10.2029	3.44	3.75	0.2
Венера	26.03.2030	5.70	0	4.0
Земля	14.02.2031	9.71	0	4.9
(5080) Оя*	8.12.2031	8.97	0.04	0
(20) Массалия*	8.04.2032	5.66	0.17	0
Земля	27.05.2033	10.53	0.89	1.1
Юпитер	10.09.2034	12.42	0	780.9
Седна	29.10.2059	13.70	—	0

* Дополнительная ΔV , требуемая для пролета астероидов, рассчитывается таким образом, чтобы обеспечить сближение с астероидами на любое, сколь угодно малое расстояние.

стояния пролета от астероидов, какими они были бы без дополнительных ΔV , и приблизительные оценки значений ΔV , необходимых для сближения до сколь угодно малого расстояния с астероидами (эти значения ограничены величиной 200 м/с).

Отметим, что величины дополнительной ΔV , приведенные в табл. 2 и 3, являются весьма приблизительными оценками. При последующей оптимизации траектории с включенным в нее пролетом астероида эта траектория как бы адаптируется к такому пролету, и реальные величины дополнительной ΔV , необходимой для сближения с астероидом, как правило, оказываются меньше приведенных в табл. 2 и 3, иногда существенно меньше.

Указанное свойство наглядно видно на примере астероида (20) Массалия. Грубая приблизительная оценка дополнительной ΔV , необходимой для сближения с этим астероидом (аналогичная приведенным в табл. 2 и 3 оценкам), составляет 1.2 км/с. Однако на оптимальной траектории с включенным в нее пролетом Массалии эта величина составляет 279 м/с, а суммарная ΔV , необходимая для достижения Седны за 30 лет, оказывается всего на 223 м/с больше, чем при перелете без сближения с Массалией.

Наряду с астероидом Массалия, на участке Земля—Земля может быть осуществлен пролет на близком расстоянии астероида (5080) Оя; оптимальная траектория с пролетом обоих астероидов изображена на рис. 6, параметры этой траектории приведены в табл. 4.

Из табл. 4 видно, что пролет астероида Массалия происходит с небольшой относительной скоростью 5.7 км/с, поскольку этот пролет происходит в окрестности афелия участка Земля—Земля траектории КА. Скорость пролета астероида Оя выше.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ВЫВОДЫ

В результате проведенного исследования показана нереализуемость прямого перелета к Седне при ограничении на суммарную ΔV величиной 8 км/с. Получена оптимальная траектория перелета к Седне в 2029 г. при накладываемом ограничении на длительность перелета 30 лет (рис. 5, табл. 1). Показана возможность изучения астероидов с пролетной траектории при перелете к Седне (табл. 2, 3) при относительно небольших дополнительных затратах характеристической скорости на сближение с астероидами; в частности, оказывается возможным изучение с пролетной траектории астероидов главного пояса (20) Массалия и (5080) Оя при увеличении суммарной ΔV не более чем на 223 м/с.

Использование только лишь гравитационных маневров Венера—Земля—Земля—Юпитер при запуске КА в 2029 г. обусловлено невозможностью использовать гравитационные поля Сатурна, Урана и Нептуна из-за их неблагоприятного орбитального положения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Батиста и др. (N.R. Batista, A.A. Sukhanov, and A.F.B.A. Prado), Adv. Space Res. **64**, 42 (2019).

2. Бэйт и др. (R.R. Bate, D.D. Mueller, and J.E. White), *Fundamentals of Astrodynamics* (Dover, New York, 1971), p. 455.
3. Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В. и др., *Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы* (ред. А.Г. Тучина, Химки: АО “НПО Лавочкина”, 2018), с. 336.
4. Браун и др. (M.E. Brown, C. Trujillo, and D. Rabinowitz), *Astrophys. J.* **617**, 645 (2004).
5. Брассер и др. (R. Brasser, M.J. Duncan, and H.F. Levison), *Icarus* **184**, 59 (2006).
6. Брукс, Хэмсфир (D. Brooks and W. Hampshire), *IAU Coll.* **12**, 527 (1971).
7. Бэттин (R.H. Battin), *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics*. AIAA, New York (1999).
8. Каиб, Куинн (N.A. Kaib and T. Quinn), *Icarus* **197**, 221 (2008).
9. Кенион, Бромли (S.J. Kenyon and B.C. Bromley), *Nature* **432**, 598 (2004).
10. Кук (M. Ćuk), *Dynamics of Populations of Planetary Systems*, *IAU Coll. No. 197* (Z. Knežević, A. Milani, Belgrade: Proceed. Internat. Astron. Union, 2005), p. 341.
11. МакГреннаган и др. (R. McGranaghan, B. Sagan, G. Dove, A. Tullios, J.E. Lynne, and J.P. Emery), *J. British Interplanet. Soc.* **64**, 296 (2011).
12. Мамайек и др. (E.E. Mamajek, S.A. Barenfeld, and V.D. Ivanov), *Astrophys. J.* **800**, 1 (2015).
13. Меган и др. (E.S. Megan, M.E. Brown, and D.L. Rabinowitz), *Astrophys. Lett.* **694**, 1 (2009).
14. Морбиделли, Левисон (A. Morbidelli and H.F. Levison), *Astron. J.* **128**, 25 (2004).
15. Оорт (J.H. Oort), *Bull. Astron. Inst. Neth.* **11**, 91 (1950).
16. Пал и др. (A. Pál, C. Kiss, T.G. Müller, P. Santos-Sanz, E. Vilenius, N. Szalai, M. Mommert, E. Lellouch, et al.), *Astron. Astrophys.* **541**, L6 (2012).
17. Прадо (A.F.B.A. Prado), *Nonlinear Dynamics and System Theory* **5**, 265 (2005).
18. Прадо (A.F.B.A. Prado), *Adv. Space Res.* **40**, 113 (2007).
19. Суханов (A.A. Sukhanov), *Cosmic Res.* **26**, 415 (1988).
20. Трухильо и др. (C.A. Trujillo, M.E. Brown, D.L. Rabinowitz, et al.), *Astrophys. J.* **627**, 1057 (2005).