ПИСЬМА В АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ, 2020, том 46, № 4, с. 292–303

УПРАВЛЕНИЕ ОРБИТАЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ И ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА

© 2020 г.
Н. А. Эйсмонт[1*], И. Д. Коваленко[1], В. Н. Назаров[1***], Р. Р. Назиров[1****], Ф. В. Коротков[1*****], А. В. Погодин[1******], П. В. Мжельский[2*******], Е. А. Михайлов[2********], А. В. Дитрих[3*********], А. И. Трегубов[3**********]**

[1] *Институт космических исследований РАН, Москва, Россия*

[2] *Акционерное общество "Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина" (АО "НПО Лавочкина"), Химки, Россия*

[3] *Публичное акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королёва", Королев, Россия*

Поступила в редакцию 18.03.2020 г.
После доработки 24.03.2020 г.; принята к публикации 24.03.2020 г.

Космическая обсерватория Спектр-Рентген-Гамма (СРГ) была запущена с космодрома Байконур 13 июля 2019 г. и в настоящее время находится на траектории полета в окрестности коллинеарной солнечно-земной точки либрации L2. Планируемая продолжительность эксплуатации обсерватории составляет 7 лет и включает в себя обзор всего неба и глубокие исследования отдельных объектов в рентгеновском диапазоне 0.3–15 кэВ. В статье рассматриваются технические ограничения миссии, относящиеся к сценарию запуска, конструкции космического аппарата, характеристикам его систем, включая системы передачи информации и команд, управления орбитальным движением и ориентацией, а также особенности наземного сегмента, используемого для решения этих задач. В рамках упомянутых ограничений проводится анализ стратегии разгрузки маховиков системы ориентации. Целью этого анализа является определение оптимального баланса между операциями разгрузки маховиков при управлении ориентацией обсерватории, орбитальными маневрами удержания ее на заданной траектории, а также расходом рабочего тела и требованиями со стороны научных измерений. Предлагаемый метод позволяет минимизировать общий расход рабочего тела согласованным управлением работой системы ракетных двигателей ориентации, одновременно используя их для поддержания заданных параметров орбиты.

Ключевые слова: точки Лагранжа, управление орбитальным движением.

DOI: 10.31857/S0320010820040051

ВВЕДЕНИЕ

Спектр-Рентген-Гамма (СРГ) — международная рентгеновская астрофизическая обсерватория, разработанная Институтом космических исследований Российской академии наук, как головной организацией, в сотрудничестве с Институтом внеземной физики общества им. Макса Планка Германии. В качестве платформы был использован космический аппарат "Навигатор" разработки Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина. Обсерватория была запущена на орбиту 13 июля 2019 г. с космодрома Байконур ракетой-носителем Протон-М с разгонным блоком ДМ3[1]. Через три месяца после старта обсерватория СРГ достигла рабочей орбиты в окрестности солнечно-земной точки либрации L2, расположенной на расстоянии около 1.5 млн км от Земли на линии Солнце–Земля. Выбор этой орбиты был продиктован ее стабильными условиями по тепловому режиму и геометрией относительно

* Электронный адрес: neismont@iki.rssi.ru
** Электронный адрес: irina.kovalenko@iki.rssi.ru
*** Электронный адрес: vnazarov@romance.iki.rssi.ru
**** Электронный адрес: rnazirov@cosmos.ru
***** Электронный адрес: fkor@romance.iki.rssi.ru
****** Электронный адрес: snorry@laspace.ru
******* Электронный адрес: mzhelskiy@laspace.ru
******** Электронный адрес: mikhaylov@laspace.ru
********* Электронный адрес: avditrikh2@gmail.ru
********** Электронный адрес: andrey.ait@yandex.ru

[1] Spektr-RG launch successful. URL http://srg.iki.rssi.ru/?page_id=680&lang=en (дата обращения: 02.02.2020).

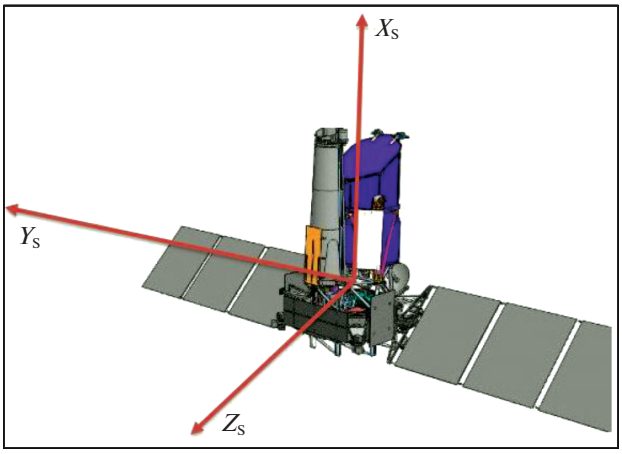

Рис. 1. Космическая обсерватория СРГ.

Солнца, Земли и Луны, что позволяет телескопам на борту обсерватории наблюдать все небо, в то же время оставаясь в условиях допустимых возмущений со стороны указанных небесных тел.

Основной задачей миссии СРГ является построение карты вселенной в рентгеновском диапазоне путем обзора всего неба в диапазоне 0.3–15 кэВ. Миссия направлена на обнаружение и наблюдение около 100 тысяч скоплений галактик, аккрецирующих черных дыр в ближайших галактиках и более миллиона активных ядер галактик и квазаров.

Полезная нагрузка обсерватории состоит из двух рентгеновских телескопов:

- Erosita (Институт Макса Планка, Германия).
- ART-XC (Институт космических исследований Российской Академии наук, Россия).

Полная программа миссии рассчитана на 7 лет: первые четыре года — для обзора всего неба и последующие три года — для точечного изучения отдельных источников.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО КОНСТРУКЦИИ И МИССИИ СРГ

Требования и ограничения миссии определяются составом измерений, планируемых для приборов на борту обсерватории и техническими возможностями платформы. Космический аппарат СРГ разработан на базе платформы Навигатор, которая использовалась в предшествующих миссиях, и ее надежность, как прототипа, была уверенно подтверждена. В качестве примеров можно назвать аппарат Спектр-Р (Радиоастрон), проработавший 6.5 лет с 2013 по 2019 г. на высокоэллиптической орбите с радиусом апогея, достигавшим 339 000 км, радиусом перигея более 11 000 км и орбитальным периодом 7.2 сут, а также три аппарата Электро-Л, запущенных на геостационарную орбиту.

Введем систему координат, связанную с космическим аппаратом: X_S — ось, направленная вдоль осей зрения телескопов, Y_S — ортогональна X_S и направлена вдоль оси вращения солнечных панелей, направо, если смотреть от Солнца, т.е. от телескопа eROSITA к телескопу ART-XC, ось Z_S дополняет систему до правой тройки (рис. 1).

Передача телеметрической информации с борта аппарата на наземные станции и прием команд с них выполняются с использованием неподвижной относительно аппарата рупорной средненаправленной антенны с осью, совпадающей с осью Z_S аппарата. Максимально допустимый угол между этой осью и направлением на станцию при расстояниях между аппаратом и станцией не более 1.7 млн км (что достигается соответствующим выбором орбиты) составляет 24°. При соблюдении этого требования телеметрическая система обеспечивает передачу информации на планируемые для реализации миссии наземные станции со скоростью не менее 512 килобит в секунду.

Тепловой режим работы бортовой аппаратуры реализуется за счет применения теплоизоляции приборов и радиаторов для регулируемого сброса тепловых потоков. Последнее накладывает дополнительные ограничения по ориентации обсерватории. В частности, угол между осью Z_S аппарата и направлением на Солнце не должен превышать 13° при работе обсерватории в режиме обзора неба, т.е. в режиме вращения около оси Z_S.

Существенным требованием к выбору орбиты является также обеспечение непопадания аппарата в зону затенения Землей или Луной.

Составной частью систем аппарата является запоминающее устройство, позволяющее в режиме офлайн накапливать измерительную информацию научной аппаратуры и служебных устройств. Далее эта информация по телеметрическому каналу сбрасывается на наземные станции. Скорость передачи и интервалы видимости станций должны быть достаточными для выполнения связанных с этим операций, которые помимо приема информации с борта должны также включать в себя выполнение траекторных измерений и выдачу на борт требуемых для управления команд. В этой связи возникает необходимость обеспечить условия связи (а следовательно, радиовидимости аппарата), по крайней мере, с одной станции не менее 5 ч в сутки. Для решения этой задачи предусмотрено использование трех наземных станций: Медвежьих Озер, Байконура и Уссурийска с диаметрами антенн 64, 12 и 70 м соответственно.

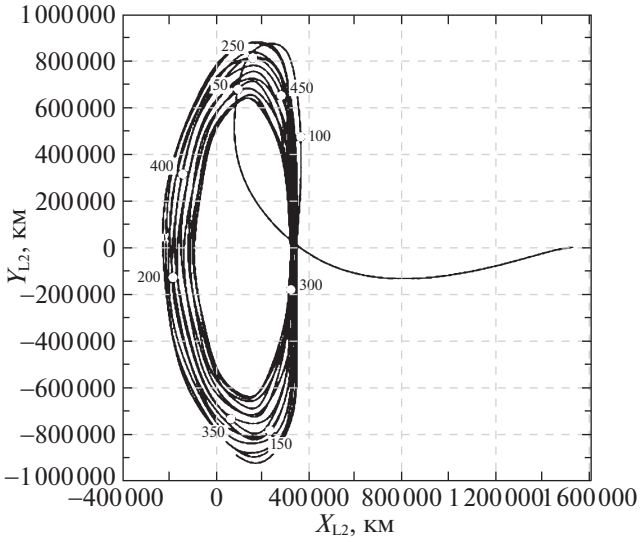

Рис. 2. Проекция траектории СРГ на плоскость *XY* солнечно-эклиптической вращающейся системы координат на протяжении семи лет полета.

РАБОЧАЯ ОРБИТА

В качестве наиболее подходящей для проведения планируемых научных измерений была предложена орбита в окрестности коллинеарной солнечно-земной точки либрации L2 (Коваленко, Эйсмонт, 2019). Эта точка находится на линии Солнце—Земля на расстоянии примерно 1.5 млн км от Земли в сторону от Солнца. Такая орбита в значительной мере удовлетворяет изложенным в предыдущем разделе требованиям и ограничениям, при этом условия по тепловому режиму, необходимой радиолинии и возможностям проведения научных наблюдений, включая обзор неба в рентгеновском диапазоне, оцениваются как благоприятные, в том числе по техническим возможностям платформы Навигатор. Существенным здесь является тот факт, что в процессе наблюдений Солнце, Земля и Луна постоянно находятся в одной полусфере относительно аппарата, не создавая помех для наблюдений и заметных изменений по тепловому воздействию на обсерваторию.

Впервые возможности использования окрестности солнечно-земной точки либрации для проведения космической миссии были проанализированы Фаркуаром (1970). В результате выполненных по его предложениям работ был реализован проект ISEE-3 (ICE-3) миссии космического аппарата в окрестность солнечно-земной коллинеарной точки L1. Примененные при этом методы и сценарии (Маркеев, 1978; Ховелл и др., 1997; Кун и др., 2000) были использованы в подготовке миссии СРГ, как и опыт разработки проекта Реликт-2 НПО им. С.А. Лавочкина (Эйсмонт и др., 1991). В последнем ставилась задача изучения реликтового излучения с помощью разработанных в ИКИ РАН под руководством И.А. Струкова приборов (Струков, 1995), размещаемых на космическом аппарате, который планировалось запустить в окрестность солнечно-земной точки либрации L2.

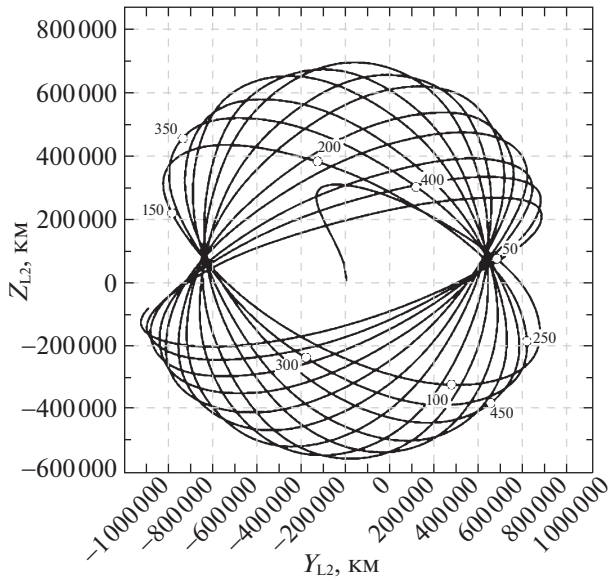

Рис. 3. Проекция траектории СРГ на плоскость *XZ* солнечно-эклиптической вращающейся системы координат на протяжении семи лет полета.

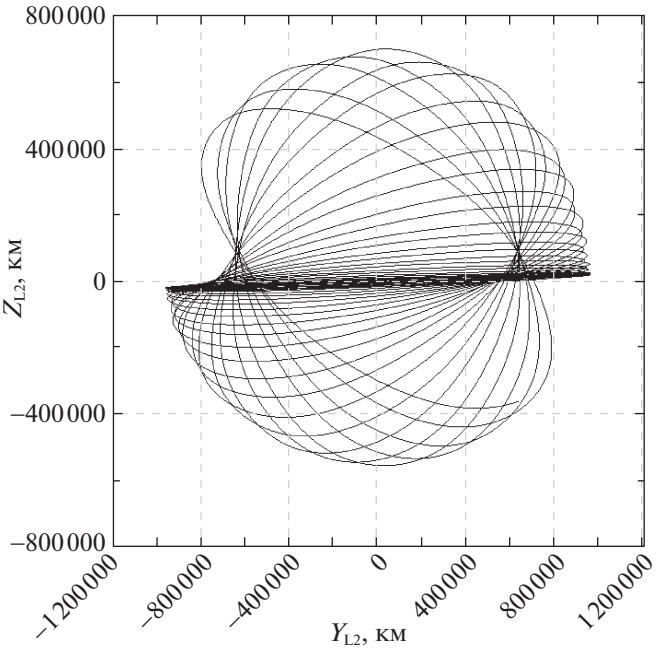

Рис. 3а. Проекция траектории СРГ на плоскость *XZ* солнечно-эклиптической вращающейся системы координат на протяжении 15 лет полета.

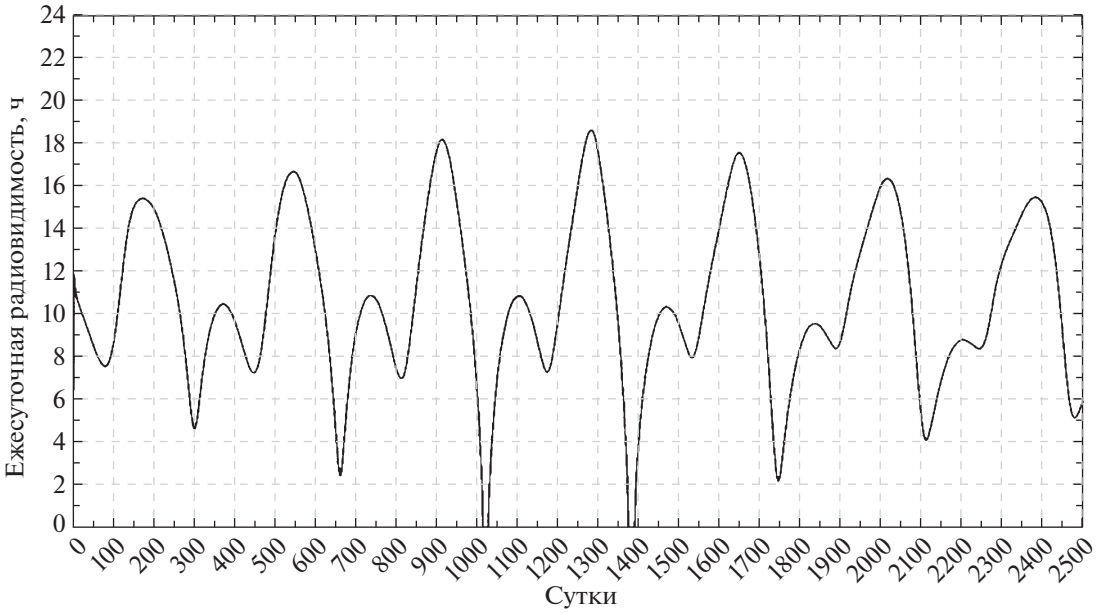

Рис. 4. Длительность радиовидимости со станции Байконур в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

Наиболее удобным для проектирования и анализа является представление орбиты в солнечно-эклиптической системе координат в варианте с выбором начала координат в точке либрации L2. При этом ось X_{L2} направлена на Солнце, Z_{L2} — в северный полюс эклиптики, и ось Y_{L2} дополняет систему до правой тройки.

На рис. 2, 3 для планируемой семилетней длительности миссии показаны проекции выбранной для СРГ орбиты. Время в сутках от момента старта отмечено небольшими кружками на протяжении первых полутора лет полета. Именно на эту орбиту, как номинальную, была запущена обсерватория с космодрома Байконур 13 июля 2019 г. в 15 ч 30 мин и 57.819 с Московского Декретного Времени.

Выбор параметров траектории был продиктован требованиями достижения минимально допустимых интервалов времени для передачи телеметрической информации с аппарата на наземные станции (Медвежьи Озера, Байконур и Уссурийск) и отправки управляющих команд бортовым системам управления. Кроме того, как отмечалось выше, планировалось выполнение операций по траекторным измерениям с использованием бортовых транспондеров и перечисленных наземных станций. Это означает, что должна быть гарантирована радиовидимость аппарата (с минимальным углом относительно местного горизонта не менее 7 градусов) каждые сутки полета с учетом ограничений по скорости передачи информации и объема бортовой памяти. На рис. 4–7, 7а показаны длительности (в часах) интервалов радиовидимости каждые сутки полета, отсчитываемые от момента старта. Как можно видеть, требования по суточной длительности радиовидимости удовлетворяются для первых 1000 сут полета, если рассматривать суммарное по трем станциям время. Но требование по отдельно взятым станциям не выполняется. Наихудший случай наблюдается для Медвежьих Озер с 28 апреля 2020 г. до 18 мая 2020 г., и такие неблагоприятные интервалы для функционирования радиолинии повторяются далее каждый год. Для Байконура и Уссурийска условия по радиовидимости начинают улучшаться и с 2025 г. соответствующие требования минимально допустимым интервалам радиосвязи выполняются. На рис. 7а представлены интервалы видимости для случая продления номинального срока работы СРГ до 15 лет. Показано, что при таком расширении срока жизни обсерватории ситуация со связью становится только лучше.

Для решения этой проблемы был предложен вариант с использованием орбитального маневра, приводящего к изменению амплитуды орбиты и, как следствие этого, увеличению длительности интервалов видимости на критических участках программы миссии. Предлагалось сообщить аппарату импульс скорости в направлении, ортогональном плоскости эклиптики, в окрестности точки ее пересечения при движении аппарата в направлении к северному полюсу эклиптики. Импульс оценивался величиной в 50 м/с.

На рис. 8 представлена проекция результирующей орбиты после такого маневра с упомянутой величиной импульса скорости, направленного по оси минус Z. Точка сообщения импульса отмечена

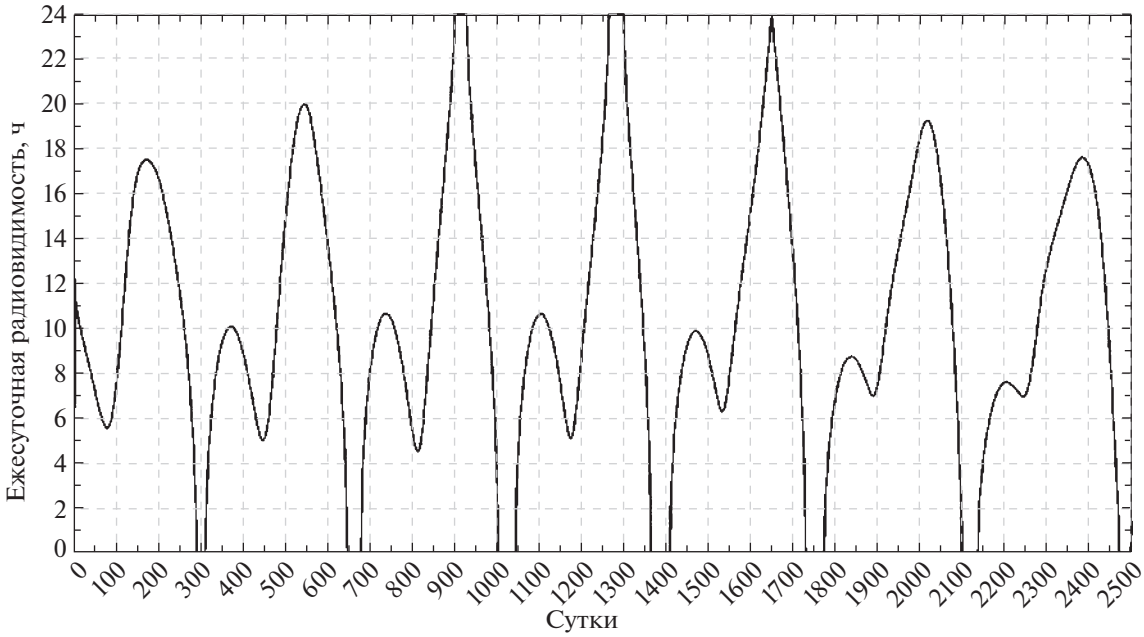

Рис. 5. Длительность радиовидимости со станции Медвежьи Озера в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

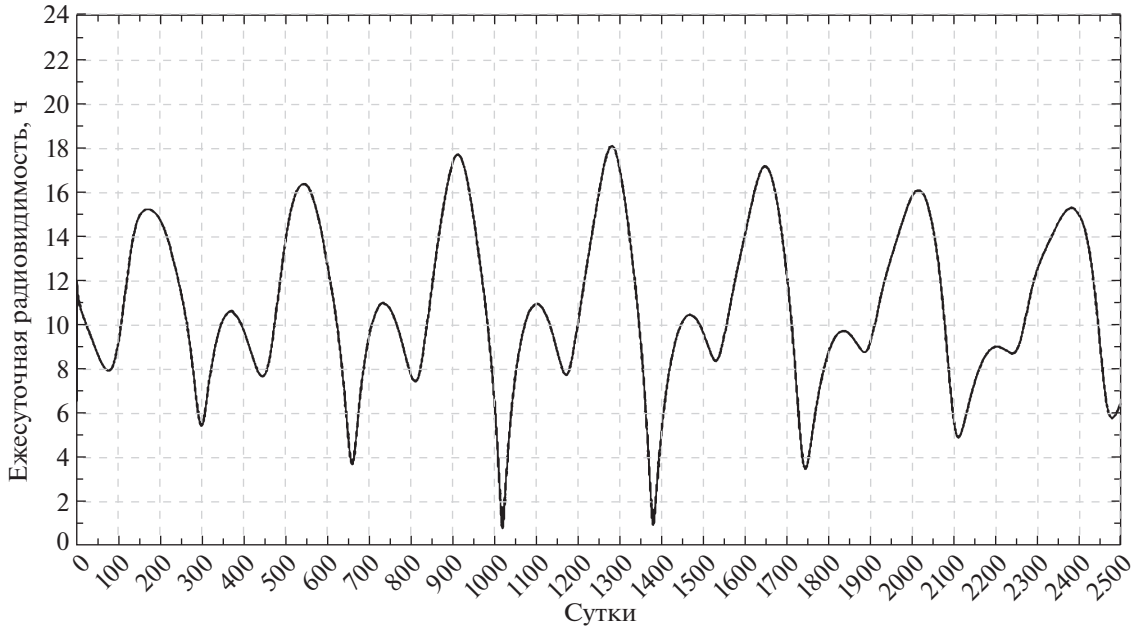

Рис. 6. Длительность радиовидимости со станции Уссурийск в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

красным кружком. Время сообщения и дата импульса 2020-05-23 08:51:30.003 UTC. Отметим, что после выполнения такого маневра на борту аппарата располагаемая масса рабочего тела все еще составляет заметную величину, соответствующую характеристической скорости в 200 м/с.

Результат выполнения этого орбитального маневра представлен на рис. 9 как суточные длительности видимости аппарата с наземных станций в Медвежьих Озерах, Байконуре и Уссурийске в зависимости от времени с момента старта. Как можно видеть из приводимого рисунка, требования по продолжительности видимости со станций в Уссурийске и Байконуре практически выполнятся в течение всего номинального и расширенного времени полета.

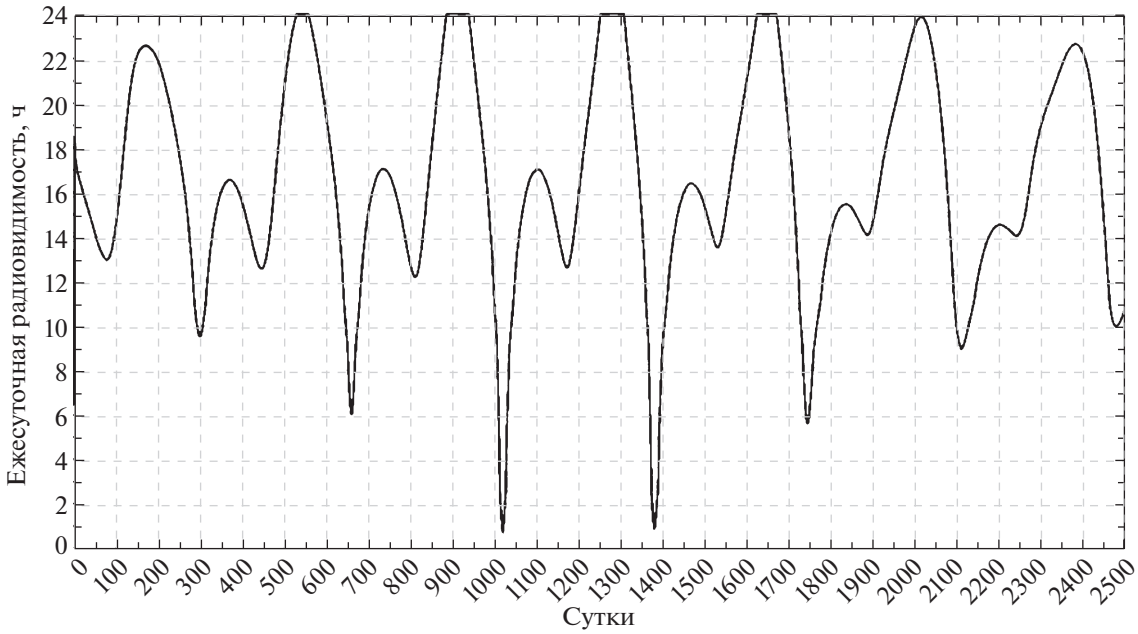

Рис. 7. Суммарная длительность радиовидимости из Байконура, Медвежьих Озер и Уссурийска в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

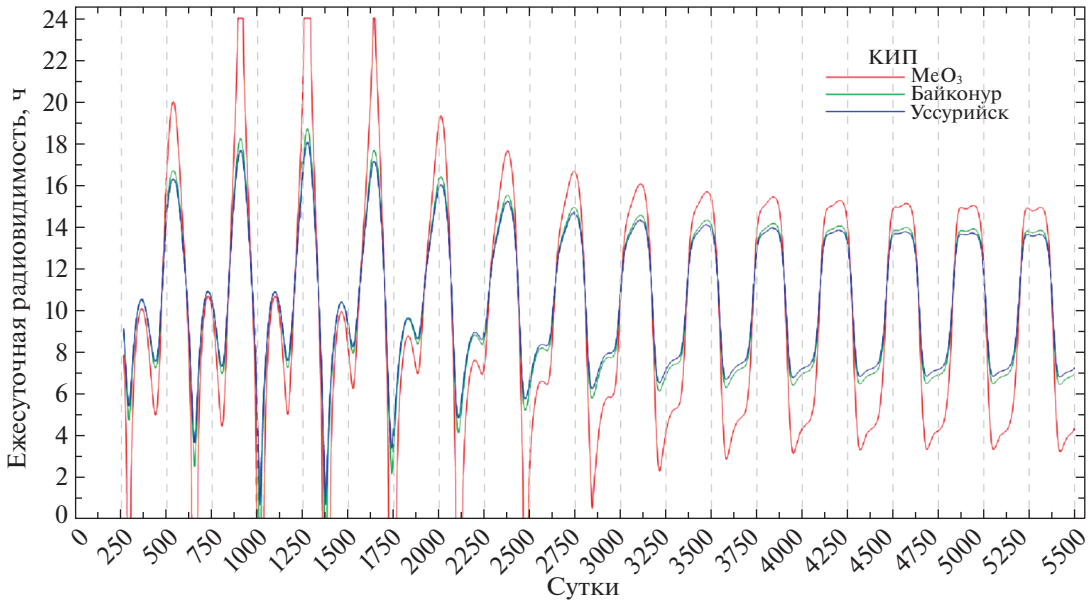

Рис. 7а. Длительность радиовидимости из Байконура, Медвежьих Озер и Уссурийска в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

Для обоих случаев реализации орбиты (без маневра и с его выполнением) были проведены расчеты по определению параметров прохождения аппаратом тени Земли и Луны. Результаты этих расчетов приводятся в табл. 1, из которых следует, что в течение планируемого интервала полета по изначальной орбите (без маневра) аппарат не попадает в опасное затенение, на продолженных участках миссии (после 7 лет полета) появляются участки с полутенью, максимальная длительность тени Земли составляет 0.72 ч, событие имеет место 05.10.2032. Для случая с маневром на интервале в 15 лет происходит единственное частичное прохождение лунной тени (полутень).

Возвращаясь к оценке располагаемой характеристической скорости, заметим, что этот параметр не является единственным критерием для выбора сценария дальнейшего полета обсерватории. По-

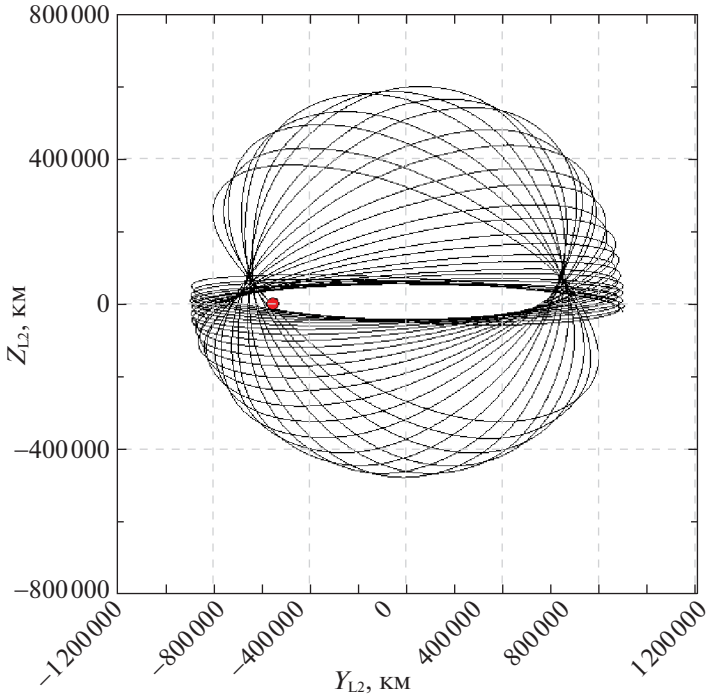

Рис. 8. Проекция траектории СРГ после возможного маневра на плоскость XZ солнечно-эклиптической вращающейся системы координат на протяжении 15 лет полета.

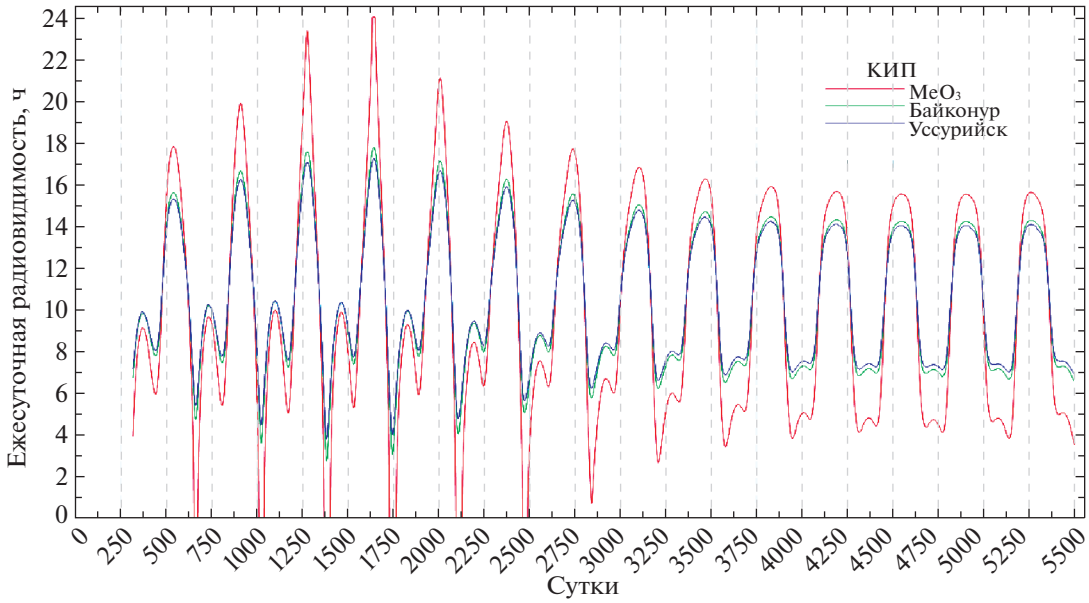

Рис. 9. Длительность радиовидимости из Байконура, Медвежьих Озер и Уссурийска в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

этому важно рассмотреть иные альтернативы решения проблемы видимости.

В качестве предпочтительного варианта было предложено использовать имеющиеся возможности привлечения к приему телеметрической информации Европейского Космического Агентства. В качестве таковых были выбраны станции Цебрерос в Испании, Нью Норсия в Австралии и Малагуа в Аргентине. Такой подход, помимо сохранения запасов рабочего тела на борту станции, позволяет снизить возможные дополнительные сложности с операциями управления движением аппарата. На рис. 10 и 11 представлены длительности интер-

Таблица 1

Время входа (UTC)	Время выхода (UTC)	Продолжительность, ч	Максимальный уровень перекрытия солнечного диска, %	Тень/полутень	Перекрывающее тело
16.09.2026 20:35:59	17.09.2026 02:38:59	6.05	8.62	полутень	Луна
14.06.2028 20:32:09	15.06.2028 07:35:09	11.05	3.88	полутень	Луна
22.09.2028 02:09:59	22.09.2028 04:56:45	2.78	4.58	полутень	Луна
05.10.2029 20:22:53	05.10.2029 23:44:43	3.36	6.66	полутень	Луна
06.01.2030 23:19:31	07.01.2030 06:28:01	7.14	1.21	полутень	Луна
03.07.2031 10:34:47	03.07.2031 18:00:34	7.43	1.17	полутень	Земля
04.07.2031 10:50:54	04.07.2031 12:45:34	1.91	2.90	полутень	Луна
04.10.2031 13:57:23	05.10.2031 01:34:18	11.62	28.46	полутень	Земля
02.01.2032 20:42:24	03.01.2032 15:29:34	18.79	29.25	полутень	Земля
01.04.2032 19:54:34	02.04.2032 10:27:59	14.56	70.41	полутень	Земля
04.07.2032 03:21:28	05.07.2032 00:18:40	20.95	53.06	полутень	Земля
04.10.2032 22:07:39	04.10.2032 23:08:39	1.02	0.27	полутень	Луна
05.10.2032 10:41:39	06.10.2032 02:32:12	15.84	100.00	полутень	Земля
05.10.2032 18:15:29	05.10.2032 18:58:49	0.72	100.00	тень	Земля
03.01.2033 09:44:46	04.01.2033 06:45:00	21.00	63.28	полутень	Земля
03.04.2033 21:01:43	04.04.2033 12:35:22	15.56	95.22	полутень	Земля
05.07.2033 18:37:18	06.07.2033 15:40:22	21.05	44.38	полутень	Земля
07.10.2033 07:08:15	07.10.2033 20:26:15	13.30	50.70	полутень	Земля
05.01.2034 09:18:18	06.01.2034 00:40:52	15.38	13.06	полутень	Земля
05.04.2034 16:02:41	06.04.2034 01:03:11	9.01	12.09	полутень	Земля

валов видимости для станций Цеберос и Нью Норсия соответственно.

СТРАТЕГИЯ РАЗГРУЗКИ МАХОВИКОВ

Для оценки минимальной характеристической скорости, необходимой для выполнения миссии, проанализируем два типа маневров управления движением аппарата. К первому типу отнесем маневры по удержанию аппарата в окрестности точки либрации. Напомним, что эта окрестность является областью неустойчивого движения, и аппарат без управляющих импульсов скорости неизбежно покидает ее в силу изначальных ошибок приведения его в эту область и влияния возмущающих воздействий на орбитальное движение системы управления ориентацией. Таким образом, этот тип маневров является управлением движением центра масс. Второй тип маневров — это управление ориентацией аппарата. Необходимый для этого комплекс управления включает в себя ракетные двигатели, которые, помимо генерируемых ими управляющих моментов, создают возмущающие движение центра масс силы при выполнении операций по разгрузке маховиков системы ориентации. Мы исследуем возможности использовать эти, вообще говоря, паразитные силы, для управления орбитальным движением при выполнении операций по разгрузке маховиков. Тем самым решается задача миними-

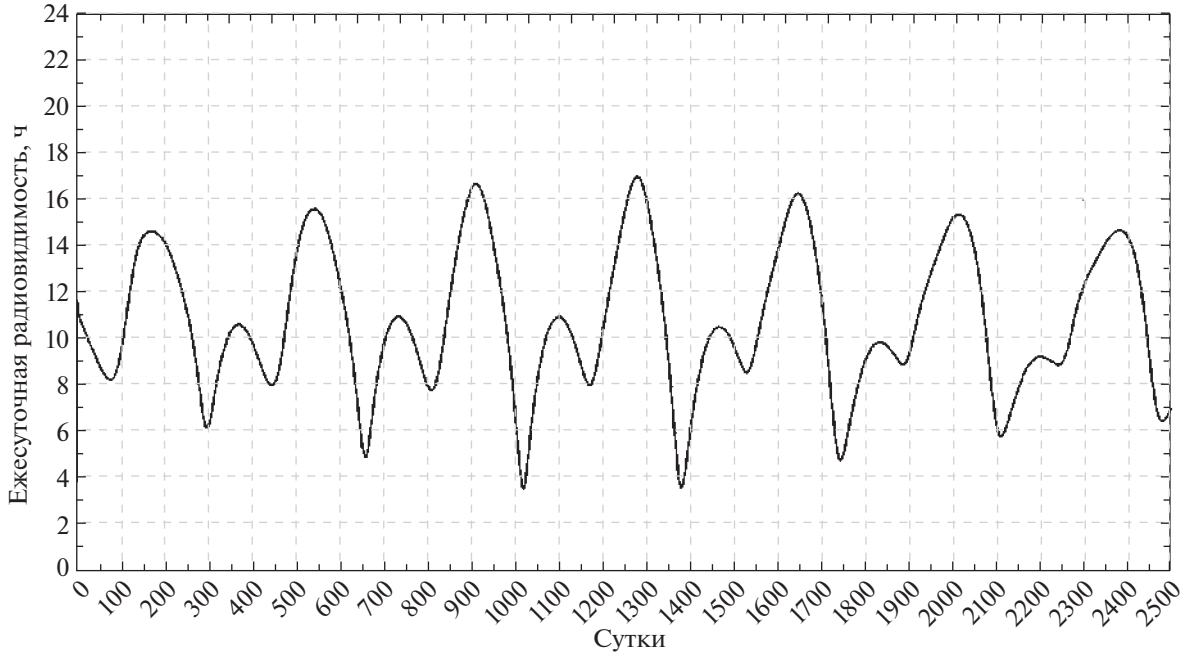

Рис. 10. Длительность радиовидимости со станции Цебрерос в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

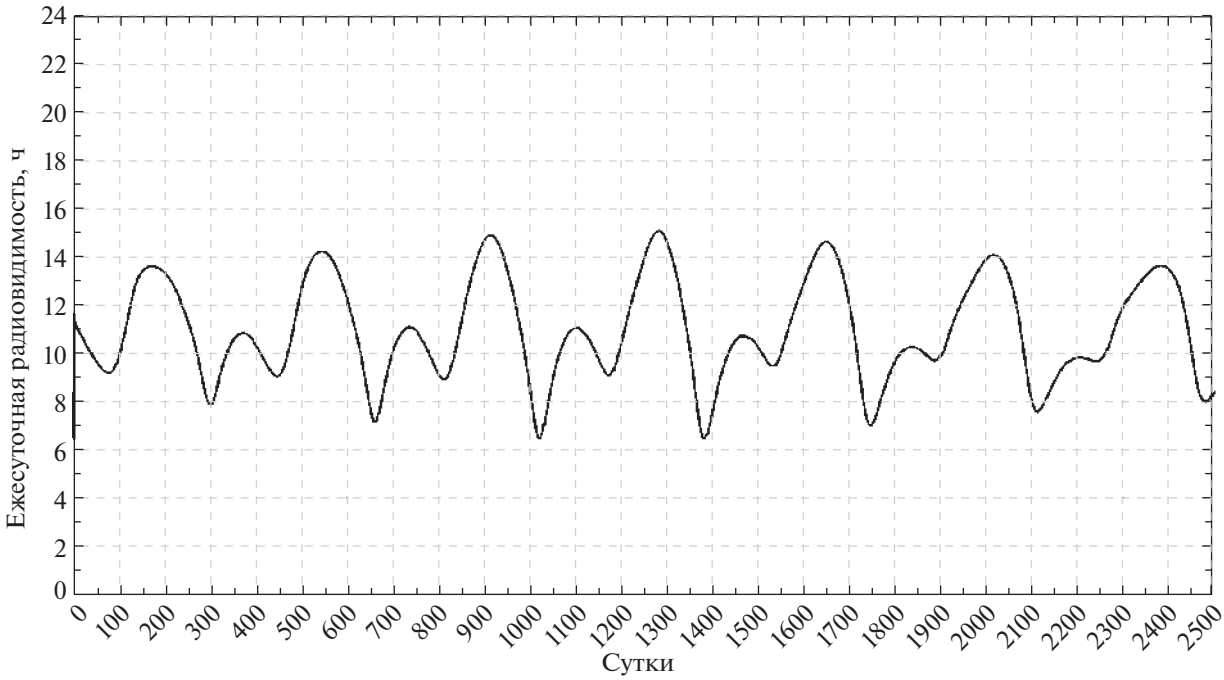

Рис. 11. Длительность радиовидимости со станции Нью Норсия в часах в сутки в зависимости от времени в сутках от момента старта.

зации характеристической скорости, необходимой для управления в окрестности точки L2.

С 20 декабря 2020 г. рентгеновские телескопы обсерватории СРГ начали работать в режиме систематического обзора неба. Для выполнения этих наблюдений ось телескопов, параллельная оси X_S аппарата, вращается вокруг оси Z_S с периодом 4 ч, примерно следуя за антисолнечным направлением. Работая в этом режиме, телескопы в течение полугода совершают обзор всего неба. Продолжительность наблюдений этого типа, целью которого яв-

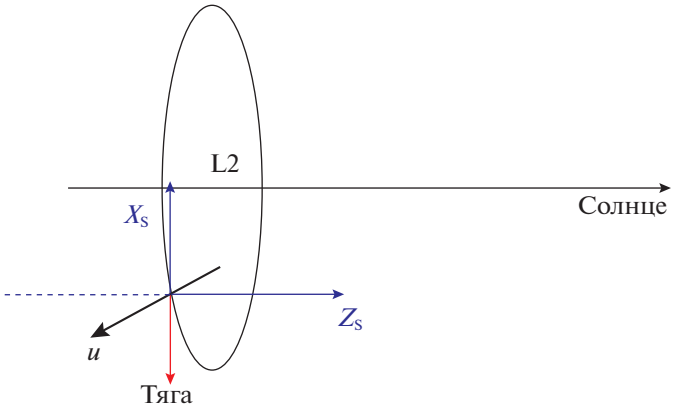

Рис. 12. Стратегия и геометрия разгрузки маховиков для случая, когда ось вращения Z_s лежит в плоскости эклиптики, а ось X_s также проходит через эклиптику. В этот момент достигается максимальное управляющее воздействие на орбиту, соответствующее максимальному углу вектора тяги с вектором **U** (28.5°).

ляется построение детальной рентгеновской карты Вселенной, запланирована на 4 года.

Система управления ориентацией аппарата спроектирована таким образом, что создаваемые при ее работе силы направлены вдоль положительного направления оси X_S аппарата.

Существенной особенностью орбитального движения является существование направления в пространстве, наиболее чувствительного к возмущениям. Иными словами, при сообщении аппарату импульса скорости вдоль этого направления, последний оказывается на наиболее быстрой траектории ухода из окрестности точки либрации. И наоборот, минимальный импульс удержания аппарата в окрестности L2 в случае его ухода требуется при сообщении импульса вдоль этого направления. Импульс скорости, ортогональный упомянутому направлению, не приводит к уходу аппарата из окрестности L2.

Согласно (Хехлер, Кобос, 2002), соответствующий указанному направлению вектор **U** лежит в плоскости эклиптики под углом ~28.5° к направлению Солнце–Земля. В нашем случае, если ось X_S (совпадающая с осью вращения аппарата) лежит в плоскости эклиптики, то для минимизации (в идеале до нуля) возмущений при разгрузке маховиков достаточно проводить эти операции вблизи момента, когда ось X_S ортогональна плоскости эклиптики и, следовательно, вектору **U**.

При этом возникает естественный вопрос, а позволяет ли система ориентации выполнение операций разгрузки при таком положении аппарата положительный, как и ответ на вопрос о длительности операций разгрузки, которая достаточно мала (порядка десяти секунд), чтобы считать, что в течение ее выполнения вектор тяги остается ортогональным вектору **U**.

Таким образом, с использованием описанного подхода можно свести к минимуму возмущения орбитального движения, вызываемые работой системы ориентации. Вместе с тем тот же подход возможно распространить и для предотвращения ухода аппарата из окрестности точки либрации в силу ошибок определения орбиты, которые нарастают экспоненциально со временем. Для этого достаточно планировать операции разгрузки маховиков, выбирая те моменты времени, когда ось X_S лежит в плоскости эклиптики в одном из возможных положений: с положительной, либо отрицательной проекцией на вектор **U** в зависимости от требуемого направления импульса коррекции (рис. 12).

Следует отметить, что, в силу ранее перечисленных ограничений по параметрам движения при реализации миссии, ось вращения (ось Z_S) не всегда может лежать в плоскости эклиптики. Это объясняется требованиями по удержанию в заданных пределах углов между осью Z_S и направлениями на Солнце (не более 13°) и на Землю (не более 24°).

На рис. 13 приводится зависимость угла Солнце–аппарат–Земля от времени полета с момента старта. Из этого рисунка ясно, что в значениях этого угла менее 24° ось Z_S можно удерживать вдоль направления от Солнца при движении аппарата по реализуемой орбите в окрестности точки либрации. По достижении этого предела необходимо отклоняться от антисолнечного направления с тем, чтобы не превысить допустимый угол с направлением на Землю, оставляя его постоянным и равным максимально допускаемой величине 24°. В то же время угол с направлением от Солнца может возрастать, оставаясь в заданных пределах, т.е. не более 13°. При этом, в силу характера орбитального движения, когда аппарат значительно выходит из плоскости эклиптики (до 700 000 км, см. рис. 3), возможно отклонение оси Z_S от плоскости эклиптики. Все утверждения, касающиеся управления для случая, когда ось вращения находилась в плоскости эклиптики,

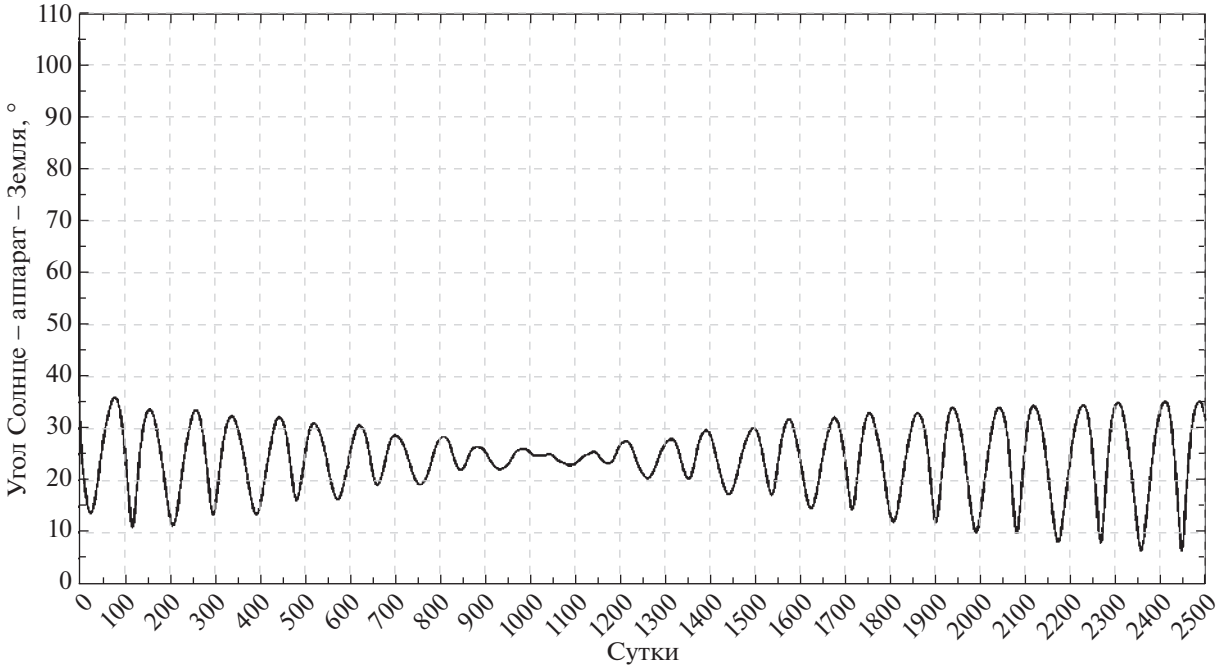

Рис. 13. Угол Солнце — аппарат — Земля в зависимости от времени в сутках с момента старта.

остаются справедливыми и в этом случае, если заменить плоскость эклиптики на плоскость, образуемую осью вращения и вектором **U**.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанный метод управления ориентацией был применен на практике с 24 декабря 2019 г. по 30 января 2020 г. В течение этого интервала операции разгрузки маховиков производились примерно один раз в неделю. Каждый из этих сеансов длился около одной минуты с расходом рабочего тела менее 10 грамм. При этом вектор тяги двигателей ориентации оставался в близкой окрестности нормали к плоскости эклиптики (менее 1.5°). Далее, 30 января был выполнен маневр по поддержанию орбиты в окрестности L2. А именно, аппарату был сообщен импульс скорости величиной 0.2 м/с, что подтверждает эффективность принятого метода управления, поэтому он был принят для дальнейшего планирования полета.

Помимо минимизации возмущений орбитальных параметров, в рамках методов операций по управлению ориентацией, описанных выше, важную роль играет включение в состав траекторных измерений оптических наблюдений с помощью наземных телескопов, доступных для использования в рамках миссии. Характеристики этих телескопов (с диаметром зеркала около 1.5 м) позволили наблюдать космический аппарат как объект со звездной величиной, равной 18–19. Как пример таких наблюдений приводится последовательность фотографий СРГ, относящихся к 15 июля, т.е. очень важной начальной фазе полета[2]. Первоначально такие наблюдения рассматривались как вспомогательные относительно стандартных радиотехнических измерений дальности и скорости изменения дальности. Но обработка этих наблюдений привела к выводу, что их использование позволяет радикально повысить точность определения траекторных параметров при погрешностях (на уровне 3σ) оптических наблюдений порядка одной десятой угловой секунды. Этот результат представляется довольно очевидным, поскольку ожидаемые ошибки в измерениях угловых параметров положения аппарата приводят к меньшим погрешностям в определении движения аппарата по сравнению с наблюдаемыми погрешностями в измерениях радиального положения (получаемых радиотехническими методами и оборудованием).

В течение последующей фазы миссии планируется выполнить глубокие измерения источников рентгеновского излучения. Это означает, что телескопы будут наблюдать каждый источник в течение длительных интервалов времени, измеряемых сотнями тысяч секунд. Для снижения орбитальных возмущений, порождаемых разгрузками маховиков на этом этапе миссии планировать наблюдения различных источников, принимая во внимание ожидаемые моменты при этих операциях. Наиболее предпочтительным представляется подход,

[2]URL. http://srg.iki.rssi.ru/?tag=наблюдения&lang=ru (дата обращения: 07.03.2020).

при котором последующие возмущения компенсируют предыдущие. Грубо говоря, это означает, что оптимальна такая последовательность операций разгрузки, которая дает нулевую суммарную проекцию на вектор **U**. Очевидно, что наилучший в этом плане выбираемый для наблюдений источник должен находиться на направлении, близком к ортогональному вектору **U**, который, как упоминалось ранее, находится на угловом расстоянии 28.5 градусов от Солнца.

Следуя предлагаемому подходу к планированию операций наблюдения и управления, мы обеспечиваем минимальный расход рабочего тела и число коррекций орбиты. Это повышает надежность реализации миссии в целом и дает дополнительные возможности для преодоления аварийных ситуаций.

Кроме того, дополнительный резерв рабочего тела на борту может расширить список доступных для решения задач к моменту, когда основные цели миссии будут достигнуты, а аппарат будет оставаться в рабочем состоянии. В этом случае подход, примененный к миссии ISEE-3 (ICE), оказывается применимым и в этом случае (Фаркуар и др., 1984). А именно, располагаемый резерв рабочего тела может позволить отправить аппарат к представляющим интерес объектам солнечной системы, например, к астероиду Апофис.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Коваленко, Эйсмонт (I.D. Kovalenko and N.A. Eismont), Acta Astronautica **160**, 56 (2019).
2. Кун и др. (W.S. Koon, M.W. Lo, J.E. Marsden, and S.D. Ross), Dynamical systems, the three-body problem and space mission design, In Equadiff 99: (In 2 Vol. 1167, 2000).
3. Маркеев А.П., *Точки либрации в небесной механике и космической динамике* (М.: Наука, 312, 1978).
4. Струков И.А., Радиотехника № 1–2 (1995).
5. Фаркуар (R.W. Farquhar), *The Control and Use of Libration-Point Satellites, Ph.D. thesis*, Stanford University. Reprinted as NASA Technical Report R-346 (1970).
6. Фаркуар и др. (R. Farquhar, D. Muhonen, and L. Church), Trajectories and orbital maneuvers for the ISEE-3/ICE comet mission. In Astrodynamics Conference Proceed. 1976 (1984).
7. Хехлер, Кобос (M. Hechler and J. Cobos), Herschel, Planck and Gaia orbit design. Paper presented at the Libration Point Orbits and Applications, Aiguablava, Spain (2002).
8. Ховелл и др. (K.C. Howell, B.T. Barden, and M.W. Lo) Application of Dynamical Systems Theory to Trajectory Design for a Libration Point Mission. J. Astronautical Sci. **45**(2), 161 (1997).
9. Эйсмонт и др. (N. Eismont, D. Dunham, Shao-Chiang Jen, and R. Farquhar), Lunar Swingby as a Tool for Halo-Orbit Optimization in Relic-2 Project. Proceed. of the ESA Symp. on Spacecraft Flight Dynamics, Darmstadt, Germany 30 September-4 October 1991 (ESA SP-326), 435 (1991).