КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ, 2017, том 55, № 4, с. 305–320

УДК 629

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА *СПЕКТР-Р* ПРИ НАЛИЧИИ ПОГРУЖЕНИЙ ЕГО В СФЕРУ ВЛИЯНИЯ ЛУНЫ

**© 2017 г. Г. С. Заславский[1, *], М. В. Захваткин[1], Н. С. Кардашев[2], Ю. Ю. Ковалев[2], Е. А. Михайлов[3], М. В. Попов[2], К. В. Соколовский[2], В. А. Степаньянц[1], А. Г. Тучин[1]**

[1]*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва*

[2]*Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, г. Москва*

[3]*НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки*

**zaslav@kiam1.rssi.ru*

Поступила в редакцию 27.02.2017 г.

Результаты уточнения параметров движения космического аппарата *Спектр-Р* на конец 2016 г. показали, что с вероятностью, близкой к единице, в январе 2018 года нарушается условие пребывания его в тени от Земли, а в мае этого же года завершается его баллистическое существование. Поэтому возник вопрос о проектировании коррекции полета этого КА с помощью его бортовой двигательной установки в 2017 году. Проектирование коррекции проводилось с учетом того, что КА, впервые после его запуска, в течение нескольких лет, начиная с 2017 г., неоднократно тесно сближается с Луной, глубоко входя в сферу ее влияния. В настоящей статье представлены технически и организационно удобные допустимые варианты предстоящей коррекции траектории КА *Спектр-Р* и обоснована конкретная схема ее реализации.

**DOI:** 10.7868/S0023420617040057

## 1. ВВЕДЕНИЕ

Первая, и пока единственная, коррекция траектории движения космического аппарата *Спектр-Р* (проект “РадиоАстрон” [1–4)]) была проведена в феврале–марте 2012 г. [5–7], по прошествии менее одного года после его запуска 18.VII.2011 на так называемую рабочую орбиту (РО) искусственного спутника Земли. Коррекция обеспечила для каждой траектории из множества (“трубки”) возможных траекторий дальнейшего полета КА баллистическое существование КА, выполнение требований по светотеневой обстановке на его борту [7] по крайней мере на период до начала 2017 г. и, следовательно, обеспечила необходимые условия для выполнения научной программы проекта “РадиоАстрон” в этот период [1, 8–19].

Центральной траектории “трубки” (расчетной траектории после коррекции) соответствуют время баллистического существования КА не менее, чем до 18.VII.2021, и приемлемая светотеневая обстановка на его борту имеющая место до 21.I.2017.

В работе [7] показано, что баллистические характеристики элементов указанной трубки до середины 2016 г. практически не отличаются между собой и начинают заметно расходиться после этого срока. Это объясняется тем, что в середине 2016 г. КА близко подлетает к Земле (в пределах расстояний от центра масс планеты приблизительно от 7030 до 7230 км), и в этом случае пертурбационный маневр у Земли значительным образом и своеобразно изменяет каждую траекторию из рассматриваемого множества после этого маневра. В результате уточнения параметров движения КА с привлечением полученных во второй половине 2016 г. траекторных измерений и данных телеметрической информации, установлено, что баллистическое существование КА прекращается в мае 2018 г., а неприемлемый заход его в тень от Земли наступает не в январе 2017 г., а в январе 2018 г. При этом КА находится в затенении около 6.4 ч и в полной тени – не менее 4.5 ч, что недопустимо для дальнейшего его функционирования. Поэтому стало необходимым проведение коррекции траектории КА путем включения его бортовой двигательной установки (ДУ) в 2017 г. по определенной схеме. Эта схема представляет собой пару возможных проектируемых коррекций, ранняя из которых рассматривается в качестве основной, а другая – в качестве резервной коррекции. Предполагается, что резервная коррекция проводится в случаях, когда реализация основной коррекции отменяется или когда она по той или иной причине не привела к заметному изменению траектории движения КА. С учетом этого обстоятельства характеристики проектиру-

емых коррекций траектории КА принимаются независимыми от того, будет ли коррекция основной или резервной.

## 2. ПОЛУЧЕНИЕ ОСНОВНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМЫХ КОРРЕКЦИЙ ТРАЕКТОРИИ КА

Получение баллистических параметров проектируемых коррекций траектории полета КА по орбите ИСЗ, которые необходимы для выбора схемы реализации коррекции траектории КА, проводится с учетом приведенных в [6] технических характеристик КА и совокупности требований к траектории полета КА (после исполнения коррекции). Требованием к траектории полета КА после проектируемой коррекции (далее называемым *основным требованием*) является обеспечение баллистического существования КА на орбите и освещенности его Солнцем до некоторого заданного момента времени $t_{con}$.

Расчет баллистических параметров каждой проектируемой коррекции траектории полета КА выполняется по двухуровневой алгоритмической схеме, аналогичной той, которая используется при выборе параметров сеанса коррекции непосредственно перед ее реализацией (см. [6]). Однако в рассматриваемом расчете вместо так называемой [6] частной задачи ВПК (выбора параметров коррекции) решается другая задача, называемая задачей ВППК (выбора параметров проектируемой коррекции). При этом сохраняются используемые в [6] обозначения и размерности величин. Если в задаче ВПК абсолютная величина $V_{\text{хар}}$ приращения характеристической скорости за счет работы ДУ в сеансе коррекции траектории является заданной величиной, то в задаче ВППК она принимает значения из определенного интервала.

В задаче ВППК, как и в задаче ВПК, предполагается заданным момент времени $t^*$ середины интервала работы ДУ (тяга не равна нулю) в сеансе коррекции траектории полета КА.

Значение $t^*$ в первую очередь выбирается из условия: угол $\gamma$ между единичным вектором $\mathbf{e}$ тяги ДУ и направлением с КА на центр масс (ЦМ) Солнца в момент времени $t^*$ находится в определенных [6] пределах. При этом принимается, что вектор $\mathbf{e}$ по направлению практически не отличается или от направления вектора скорости КА в момент времени $t^*$ (тяга на разгон), или от направления противоположному этому вектору скорости КА (тяга на торможение). Кроме того, выбор момента времени $t^*$ при проектировании актуальной коррекции траектории полета КА по РО в 2017 г. должен исполняться с учетом планов реализации научной программы проекта “РадиоАстрон” и имеющих место больших интервалов времени от запуска КА (около 6 лет) и от завершения предыдущей коррекции (более 5 лет) до проектируемой коррекции. Последнее обстоятельство, вообще говоря, требует выполнения баллистических условий радиосвязи по линии Земля–борт, обеспечивающих получение в реальном времени данных о текущем техническом состоянии аппаратуры, принимающей участие в реализации коррекции траектории полета КА.

Научная программа проекта “РадиоАстрон” формируется на основе заявок от индивидуальных ученых и исследовательских групп на предстоящий годовой цикл научных исследований. Каждый такой годовой цикл проводится с 1 июля по 30 июня. Пятый цикл (АО5) начнется 1.VII.2017 г. Выпуск объявления о конкурсе научных заявок происходят в декабре каждого предыдущего года. Объявление должно включать в себя информацию с долгосрочным прогнозом орбиты на весь следующий годовой период. В связи с этим представленные в статье результаты расчетов баллистических характеристик проектируемых коррекций траектории полета КА были завершены в первой декаде ноября 2016 г., а в декабре завершена оценка вариантов коррекций по эффективности получения научных результатов в цикле АО5.

В соответствие с представленными выше соображениями было принято решение: 1) реализовать коррекцию в мае–августе 2017 г.; 2) провести расчеты баллистических параметров для последовательности из четырех вариантов проектируемой коррекции – 1-го в мае, 2-го в июне, 3-го в июле и 4-го в августе; 3) предусмотреть видимость КА из двух Российских наземных командно-измерительных пунктов (в Медвежьих Озерах и Уссурийске [20]) на интервале активной работы ДУ при реализации проектируемой коррекции его траектории, чтобы иметь возможность проконтролировать в реальном времени реализацию этой коррекции; 4) между любыми соседними указанными выше двумя вариантами проектируемой коррекции предусмотреть интервал пассивного полета КА длительностью около двух и более витков для того, чтобы иметь возможность разобраться в нештатной ситуации, когда изменение траектории после намеченного сеанса коррекции не состоялось, и повторить попытку реализации коррекции траектории КА.

Перед формулировкой задачи ВППК вводится в рассмотрение так называемый коэффициент $C_V$ допустимой вариации приращения характеристической скорости при коррекции. Пусть $V_{\text{хар}}$ – некоторая величина этого приращения характеристической скорости при коррекции, обеспечивающего выполнение *основного требования* к траектории полета КА после коррекции при заданном значении $t_{con}$. Тогда коэффициент $C_V \geq 0$ определяет максимальный по длине отрезок $I_C = [(1 - C_V)V_{\text{хар}}, (1 + C_V)V_{\text{хар}}]$ числовой оси, каждая точка которого,

как значение приращения характеристической скорости при коррекции, обеспечивает выполнение указанного выше *основного требования*. Коэффициент $C_V$, при фиксированном *основном требовании* к траектории полета КА после коррекции, представляет собой максимальную величину относительных отклонений приращения характеристической скорости при коррекции от значения $V_{\text{хар}}$, для которых не нарушается выполнение указанного требования,

$$C_V = C_V(t_{con}, V_{\text{хар}}). \quad (1)$$

Практика работ в течение более 5 лет по баллистико-навигационному обеспечению (БНО) полета КА *Спектр-Р* показывает, что определяющий вклад в возможные отклонения траектории движения КА после коррекции вносит ошибка в реализации постоянной тяги ДУ, предельное значение которой может достигать 9% от номинальной тяги. Поэтому на стадии проектирования схемы коррекции траектории КА принимается во внимание только эта ошибка. И так как отключение активной работы ДУ рассматриваемого КА происходит по времени, то указанная ошибка практически напрямую трансформируется в такую же ошибку в реализации абсолютной величины приращения характеристической скорости КА. С учетом сказанного, если коррекцию траектории КА планируется исполнить при некоторых значениях $t_{con}$ и $V_{\text{хар}}$, то при соответствующем (1) коэффициенте $C_V$ допустимой вариации приращения характеристической скорости при коррекции не меньшем 0.09 *основное требование* к траектории после коррекции выполняется с вероятностью близкой к единице, и эта вероятность растет с увеличением коэффициента $C_V$.

Дополнительно следует отметить, что величина $V_{\text{хар}}$ по техническим причинам должна находиться в пределах заданного отрезка $I_{V_{\text{хар}}}$ на неотрицательной части числовой оси,

$$V_{\text{хар}} \in I_{V_{\text{хар}}}, \quad I_{V_{\text{хар}}} = [V_{\text{хар min}}, V_{\text{хар max}}], \quad (2)$$

и искомой величиной, дающей баллистическую оценку прогнозируемой коррекции, является максимум ($C_V^{\max}$) функции (1) на множестве (2). Аргумент, доставляющий этот максимум, обозначается $V_{\text{хар}}^{\max}$, т.е., $C_V^{\max} = C_V(V_{\text{хар}}^{\max})$. Поиск значения $V_{\text{хар}}^{\max}$ осуществляется приближенно на конечном множестве $M_{V_{\text{хар}}}$ точек отрезка $I_{V_{\text{хар}}}$ (2), которое определяется шагом $h_{V_{\text{хар}}}$, а именно,

$$\begin{gathered} M_{V_{\text{хар}}} = \{V_{\text{хар min}}, V_{\text{хар min}} + h_{V_{\text{хар}}}, \\ V_{\text{хар min}} + 2h_{V_{\text{хар}}}, \ldots, V_{\text{хар min}} + qh_{V_{\text{хар}}}\}, \end{gathered} \quad (3)$$

причем, $q$ – минимальное неотрицательное целое число, при котором имеет место неравенство $V_{\text{хар min}} + (q+1)h_{V_{\text{хар}}} > V_{\text{хар max}}$.

**Задача ВППК**. *Задано*:

$t_0, x_0, y_0, z_0, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}, s, S_d$ – начальные условия (НУ) движения КА, а именно, $x_0, y_0, z_0$ – координаты вектора $\mathbf{r}(t)$ положения и $V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}$ – компоненты скорости $\mathbf{V}(t)$ КА в начальный момент времени $t = t_0$ в СК $J2000$, $s$ – баллистический коэффициент для расчета силы аэродинамического сопротивления в атмосфере Земли [6, 21], а $S_d$ – коэффициент светового давления на КА [6]; здесь и далее полагается, что оси СК $J2000$ по направлению совпадают с осями барицентрической СК $EME2000$ [22], а центр системы находится в ЦМ Земли; $m_0$ – значение массы $m$ КА в момент времени $t_{\partial n}$ включения ДУ; $P$ – номинальная тяга ДУ; $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс ДУ; $t^*$ – середина интервала непрерывной работы ДУ в сеансе коррекции; $\mathbf{e}$ – единичный вектор (в СК $J2000$) направления тяги ДУ при реализации коррекции; $V_{\text{хар min}}$, $V_{\text{хар max}}$ – минимальное и максимальное допустимые значения величины приращения характеристической скорости в результате работы ДУ (2); $h_{V_{\text{хар}}}$ – шаг по величине приращения характеристической скорости, определяющий (3) множество $M_{V_{\text{хар}}}$; $h_{\pi c}$ – допустимая снизу высота полета КА, по достижению которой по определению наступает момент времени $t_c$ прекращения баллистического существования КА, здесь и далее при расчете высот полета КА в качестве фигуры Земли рассматривается шар с радиусом $R_З = 6378$ км; $h_{tc}$ – шаг (по времени) проверки баллистического существования КА (выполнения условия $h_\pi(t) \geq h_{\pi c}$); $t_{\text{зад}}$ – момент времени, до которого осуществляется проверка баллистического существования КА, $t_{\partial e} \leq t_c \leq t_{\text{зад}}$, где $t_{\partial e}$ – момент времени выключения ДУ.

***Получить*** для каждого значения приращения характеристической скорости ($V_{\text{хар}} \in M_{V_{\text{хар}}}$), при заданном моменте времени $t^*$, см. выше, параметры, характеризующие соответствующую коррекцию траектории полета КА:

$\{t_{\partial e}, \mathbf{r}(t_{\partial e}), \mathbf{V}(t_{\partial e})\}$ – кинематические параметры движения КА в СК $J2000$ на момент времени окончания работы ДУ;

$m_e = m(t_{\partial e})$ – масса КА в момент времени завершения работы ДУ, рассчитываемая в соответствие с формулой Циолковского, $m_e = m_0 - 2P(t_{\partial e} - t^*)/I_{\text{уд}}/g_0$ (учитываются только лишь потери массы КА из-за расхода топлива при коррекции), где $g_0 = 9.80665$ м/с$^2$;

$t_{\partial n}$, $\Delta t_\partial$ – момент времени включения ДУ для реализации коррекции движения КА и длительность ее работы;

$t_{ce}$ – время завершения баллистического существования рабочей орбиты КА, причем, если баллистическое существование КА обеспечено до заданного момента времени $t_{зад}$, то полагается $t_{ce} = t_{зад}$;

$N$ – количество отрезков времени затенения КА [6, 7], принадлежащих интервалу $[t_{\partial e}, t_{ce}]$ от выключения ДУ при реализации проектируемой коррекции до завершения баллистического существования рабочей орбиты КА после коррекции;

$t_{знj}$, $t_{зej}$, $t_{азнj}$, $t_{азej}$, $K_{T_{\max j}}$ – упорядоченная $(t_{зн1} < t_{зн2} < \ldots < t_{знN})$ последовательность значений рассчитанных по траектории после коррекции "пятерок" величин, а именно, начало и конец отрезка времени затенения ($[t_{знj}, t_{зej}]$), начало и конец отрезка полного затмения Солнца ($[t_{азнj}, t_{азej}]$) и степень $K_{T_{\max j}}$ затенения КА на $j$-м отрезке времени затенения (все рассматриваемые отрезки принадлежат интервалу $[t_{\partial e}, t_{ce}]$);

массив следующих параметров оскулирующей на момент времени $t_{\partial e}$ орбиты КА, после коррекции, в СК $J2000$: $h_\pi$ – высота перицентра над поверхностью Земли, $h_\alpha$ – высота апоцентра над поверхностью Земли, $\omega$ – аргумент широты перицентра, $i$ – наклонение, $\Omega$ – долгота восходящего узла, $P_o$ – период орбиты, $t_\pi$ – момент времени "прохождения" КА перицентра орбиты на предшествующем витке, $t_\Omega$ – момент времени "прохождения" КА начала текущего витка полета.

Здесь и далее полагается: величины $\omega$ и $\Omega$ принимают значения из полуинтервала $[0, 2\pi)$, а величина $i$ – из интервала $[0, \pi]$, номер витка орбиты увеличивается на единицу в момент времени "прохождения" КА восходящего узла, т.е., когда КА пересекает опорную плоскость СК $J2000$ и его аппликата меняет знак с минуса на плюс.

Решение задачи ВППК – трудоемкий процесс, обусловленный тем, что многократно приходится высокоточным численным методом интегрировать сложную систему дифференциальных уравнений, описывающих движение КА по РО на длительных (несколько лет) интервалах полета. Но в результате решения этой задачи, решение задач более высокого уровня, каждая из которых при том или ином фиксированном *основном требовании* к траектории полета (после исполнения коррекции) определяет значения, соответствующие $V_{хар}^{\max}$ и $C_V^{\max}$, сводится к перебору уже полученных данных.

Следует подчеркнуть, что на этапе полета КА в течение нескольких лет (после 2016 г.) имеет место многократное тесное сближение КА с Луной, когда спутник Земли входит достаточно глубоко в сферу ее гравитационного влияния [23], что будет показано в следующем параграфе настоящей статьи. Поэтому при решении задач ВППК на рассматриваемом этапе эфемериды (компоненты векторов положения и скорости ЦМ) Луны необходимо рассчитывать и учитывать с высокой точностью.

## 3. КАЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КА ДО ПРЕДСТОЯЩЕЙ КОРРЕКЦИИ

Текущая траектория полета КА была сформирована в результате реализации коррекции в 2012 г. Осуществляя полет по этой траектории, КА впервые попадает в сферу гравитационного влияния Луны [23] в 2017 г. Радиус $R_{\inf}$ указанной сферы приблизительно равен 102 тыс. км. Этот факт демонстрируется для двух траекторий (из трубки возможных траекторий после проведения коррекции в 2012 г.): траектория $T1\,0$, соответствующая номинальному исполнению коррекции, и траектория $T1\,1$, параметры которой получены по траекторным измерениям на интервале нескольких витков после коррекции с привлечением баллистических данных из телеметрической информации.

На рис. 1 представлен сплошной тонкой линией график расстояния *DOM* КА от ЦМ Луны как функции от времени его полета по траектории $T1\,0$, которое отсчитывается от момента времени, указываемого вдоль оси абсцисс. Аналогичный график представлен сплошной полужирной линией на рис. 2 для случая полета КА по траектории $T1\,1$.

Приведенные графики позволяют сделать следующие выводы о характере сближений КА с естественным спутником Земли:

1) первое (после коррекции траектории в 2012 г.) "погружение" КА в сферу влияния Луны наступает приблизительно в марте 2017 г.;

2) до апреля 2018 г. наблюдается не менее 5-ти погружений КА в сферу влияния Луны;

3) среди указанных погружений КА имеют место глубокие погружения (в январе–феврале 2018 г.), когда КА почти достигает сферы действия Луны [23], радиус $R_{act}$ которой приблизительно равен 66 тыс. км;

4) конфигурации погружений КА в сферу влияния Луны для рассматриваемых траекторий полета заметно отличаются между собой, что, вообще говоря, должно приводить в дальнейшем к существенному расхождению параметров траекторий полета КА относительно Земли.

Последний из указанных выше выводов подтверждается приведенными на рис. 3–7 зависимостями параметров траекторий КА от времени его полета. Здесь и далее в качестве параметров траектории на каждом витке полета КА рассматриваются: $r_{\min}$ – минимальное расстояние КА от

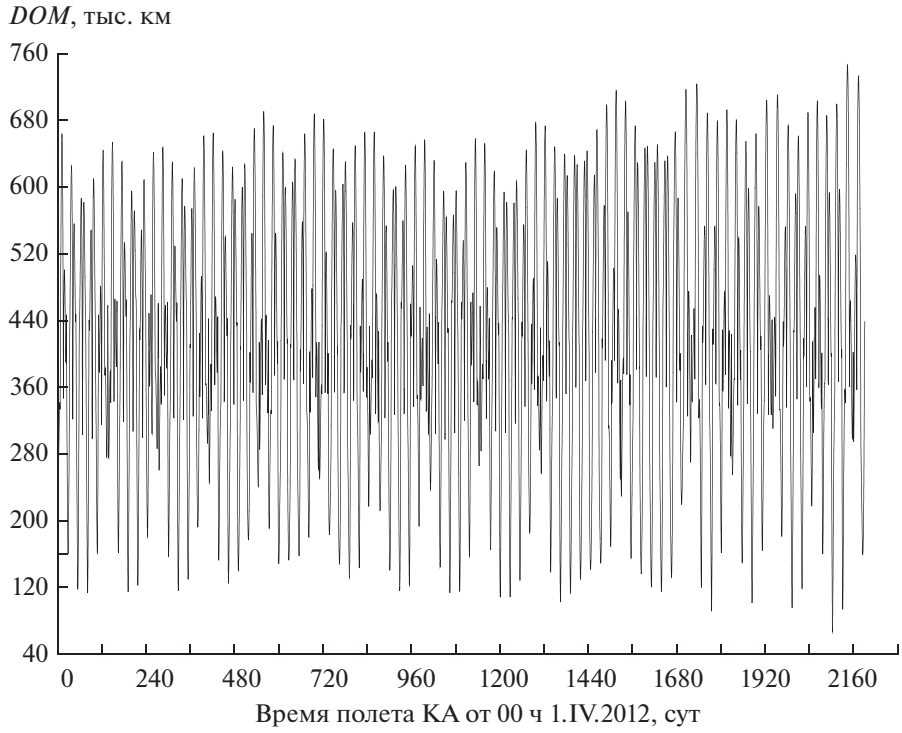
DOM, тыс. км
760
680
600
520
440
360
280
200
120
40
0
240
480
720
960
1200
1440
1680
1920
2160
Время полета КА от 00 ч 1.IV.2012, сут

**Рис. 1**

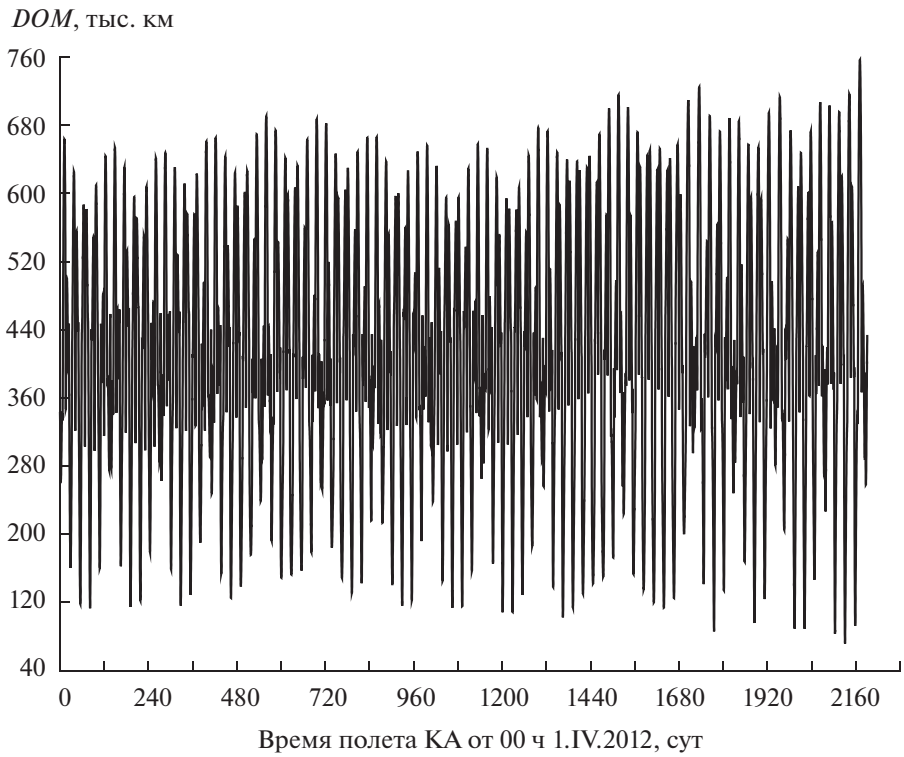
DOM, тыс. км
760
680
600
520
440
360
280
200
120
40
0
240
480
720
960
1200
1440
1680
1920
2160
Время полета КА от 00 ч 1.IV.2012, сут

**Рис. 2**

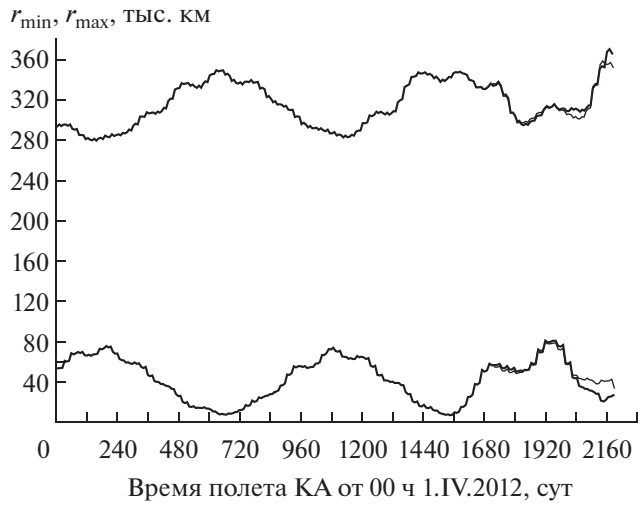


**Рис. 3**

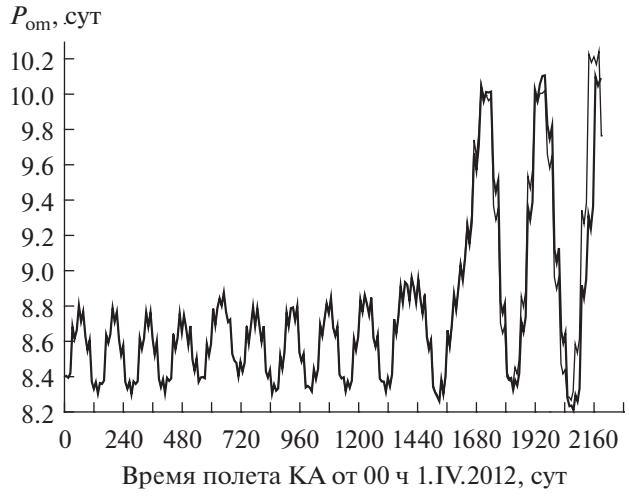


**Рис. 4**

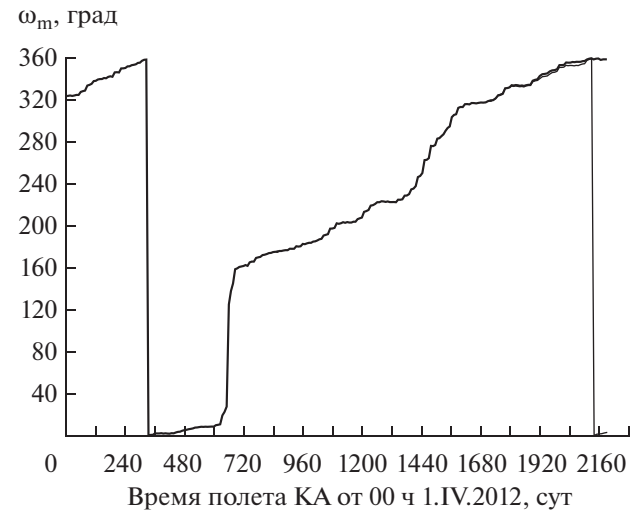


**Рис. 5**

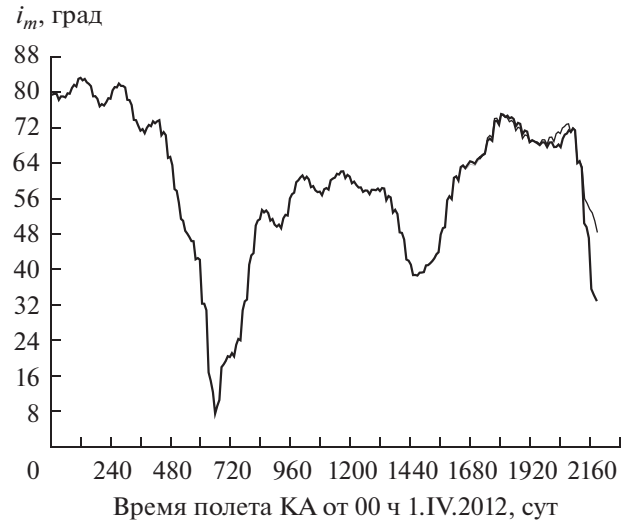


**Рис. 6**

ЦМ Земли, которое достигается в момент времени, обозначаемый $t_{min}$; $r_{max}$ – максимальное расстояние КА от ЦМ Земли; $P_{om}$, $\omega_m$, $i_m$, $\Omega_m$ – соответственно, период, аргумент широты перицентра, наклонение и долгота восходящего узла оскулирующей орбиты КА в момент времени $t_{min}$.

Зависимость параметра траектории на рисунке изображается в виде графика, представляющего собой ломаную линию. По оси абсцисс графиков отложены моменты времени, отсчитываемые от момента времени, указанного вдоль этой оси. Абсциссами вершин ломаных линий для параметров $r_{min}$, $P_{om}$, $\omega_m$, $i_m$, $\Omega_m$ являются моменты времени достижения спутником минимального (на витке) расстояния от ЦМ Земли, а для параметра $r_{max}$ – моменты времени $t_{max}$ достижения спутником максимального (на витке) расстояния от ЦМ Земли. Ордината вершины ломаной линии равняется рассчитанному значению обозначенного на рисунке параметра. Графики для траектории *T*1*0* изображаются сплошной тонкой линией, а для траектории *T*1*1* – сплошной толстой линией. Они наносились на рисунок в последовательности толщины изображающих их линий: тонкая, толстая.

Информация, представленная на рис. 3–7, показывает, что траектории *T*1*0* и *T*1*1* до начала 2017 г. практически не отличаются друг от друга, а затем, когда КА неоднократно (в течение нескольких лет) близко подходит к сфере влияния Луны и даже погружается в нее, эти траектории начинают заметно отличаться между собой. Отсюда следует, что в период достаточно тесных

сближений КА с Луной можно надеяться на его перевод с помощью коррекции с небольшими затратами топлива на траекторию полета, значительно отличающуюся от текущей траектории.

В следующих разделах статьи представлены баллистические параметры четырех проектируемых допустимых коррекций *K21*, *K22*, *K23* и *K24* орбиты КА, реализация которых может быть исполнена, соответственно, в мае, июне, июле и августе 2017 г. Эти параметры рассчитаны для уточненной в 4-м квартале 2016 г. траектории полета КА, которая называется текущей и обозначается *T*1*T*. Расчетное баллистическое существование КА на траектории *T*1*T* прекращается 21.V.2018, а первый неприемлемый заход КА в тень от Земли наступает 6.I.2018.

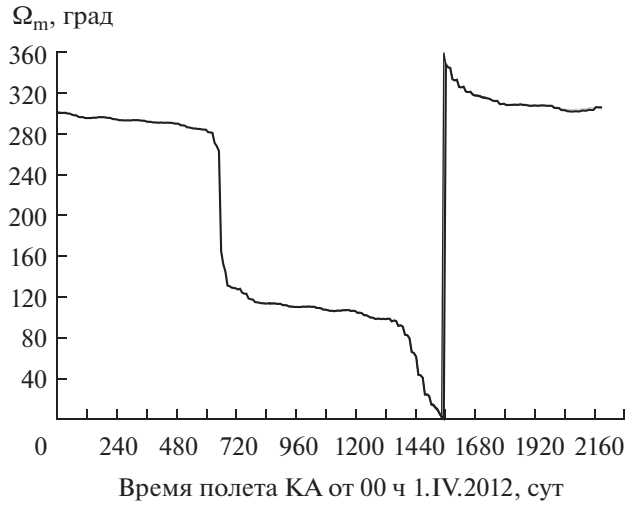


**Рис. 7**

## 4. ВАРИАНТЫ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КА

Каждая из проектируемых коррекций *K22*, *K23* и *K24*, так же как и исполненная коррекция в 2012 г., проводится в окрестности момента времени $t_{\max}$ текущего витка полета КА и называется штатной коррекцией. В результате такой коррекции должно выполняться *основное требование* к траектории дальнейшего полета КА. При этом приращение характеристической скорости в результате работы ДУ по абсолютной величине должно быть близко к минимальному значению. Момент времени $t^*$ (середина интервала непрерывной работы ДУ в сеансе штатной коррекции), учитывая медленное изменение в СК *J*2000 положения и направления скорости КА в окрестности $t = t_{\max}$, практически допустимо назначать в пределах отклонений до 8 ч от момента времени $t_{\max}$, сохраняя выбранное направление тяги ДУ в момент времени $t_{\max}$.

Проектируемая коррекция *K21* предполагает формирование траектории полета КА, двигаясь по которой он несколько раз погружается в сферу влияния Луны и после этих погружений на некоторое время (не более года) переводится на так называемую скругленную орбиту ИСЗ. Величина $r_{\min}$ на витках этой орбиты находится в окрестности 100 тыс. км.

Расчеты параметров каждой из коррекций *K2i* ($i = 1, 2, 3, 4$) сводятся к решению ранее рассмотренной задачи ВППК с одинаковыми значениями НУ, $m_0$, $P$, $I_{уд}$, $V_{хар\ \min}$, $V_{хар\ \max}$, $h_{V_{хар}}$, $h_{\pi c}$, $h_{tc}$ и $t_{зад}$. В качестве компонентов вектора указанных НУ использовались соответствующие компоненты НУ для текущей траектории *T*1*T*.

Из опыта решения задач БНО полета КА *Спектр-Р* значения величин $h_{\pi c}$, $h_{tc}$ и $t_{зад}$ полагались равными 640 км, 5с и 18.VII.2021 00.00.00, соответственно, а величина $h_{V_{хар}}$, учитывая степень погружения КА в сферу влияния Луны, назначалась из диапазона от 0.02 до 0.05 м/с.

Исходя из технических особенностей сеанса коррекции КА *Спектр-Р*, величины $V_{хар\ \min}$, $V_{хар\ \max}$ принимались равными 0 и 10 м/с соответственно.

В табл. 1 представлены основные характеристики четырех проектируемых коррекций траектории КА. В этой таблице (и далее по тексту) *T*2*i* обозначает траекторию полета КА в случае безошибочной реализации проектируемой 2-й коррекции в *i*-м варианте, $i = 1, 2, 3, 4$. Во всех ее строках, кроме строки, предназначенной для параметра $C_V''$ (см. ниже), приведены характеристики вариантов коррекций при фиксированном моменте времени $t_{con}$, до которого, после исполнения коррекции, необходимо обеспечить выполнение *основного требования* к траектории полета КА, $t_{con} = t_{con}' =$ 1.I.2020 00.00.00. При этом полагается, что $V_{хар} = V_{хар}^{\max}$ и, в соответствие (1), $C_V' = C_V(t_{con}', V_{хар}^{\max})$. Смысл величин $V_{хар}^{\max}$ и $C_V$ подробно изложен выше. Буквы в скобках после значения $V_{хар}$ обозначают направление вектора тяги: *P* – на разгон, *T* – на торможение. Максимальная величина относительных отклонений приращения характеристической скорости при коррекции от указанного значения $V_{хар}$, для которых не нарушается выполнение *основного требования* к траектории полета КА до заданного момента времени $t_{con} = t_{con}'' =$ 15.XII.2018 00.00.00, в таблице представлена величиной $C_V'' = C_V(t_{con}'', V_{хар})$. Величины $t_{зп}$, $\delta t_з$, $K_{T_{\max}}$, $t_{азп}$, $\delta t_{аз}$ характеризуют первое,

**Таблица 1.** Параметры проектируемых коррекций движения КА и соответствующих траекторий его полета после номинального исполнения коррекции

| Параметр | Коррекция | | | |
|---|---|---|---|---|
| | *K21* | *K22* | *K23* | *K24* |
| $t^*$ | 21.V.2017 08.59.40 | 17.VI.2017 09.40.00 | 16.VII.2017 09.30.00 | 5.VIII.2017 09.20.00 |
| $V_{\text{хар}}$, м/с | 5.75 (Т) | 3.93 (Р) | 1.55 (Р) | 0.85 (Р) |
| $\gamma$, град | 92.50 | 94.90 | 100.95 | 93.28 |
| $C_V'$ | 0.02 | 0.06 | 0.16 | 0.15 |
| $C_V''$ | 0.13 | 0.23 | 0.31 | 0.24 |
| $t_{ce}$ | >18.VII.2021 00.00.00 | >18.VII.2021 00.00.00 | >18.VII.2021 00.00.00 | >18.VII.2021 00.00.00 |
| $t_{зп}$ | 16.I.2020 05.50.51 | >18.VII.2021 00.00.00 | >18.VII.2021 00.00.00 | 8.I.2020 12.56.52 |
| $\delta t_з$, ч | 5.79 | – | – | 6.61 |
| $K_{T_{\max}}$ | 1.000 | – | – | 1.000 |
| $t_{азп}$ | 16.I.2020 06.51.17 | – | – | 8.I.2020 13.56.36 |
| $\delta t_{аз}$, ч | 3.74 | – | – | 4.55 |

после коррекции, неприемлемое затенение КА Землей. Они и величина введенного ранее в рассмотрение угла $\gamma$ рассчитаны в предположении движения КА по траектории после безошибочного исполнения проектируемого варианта коррекции. Отсутствие значений величин $\delta t_з$, $K_{T_{\max}}$, $t_{азп}$, $\delta t_{аз}$ в столбце табл. 1 свидетельствует об отсутствии неприемлемых затенений КА Землей до момента времени $t_{зад}$ при полете КА по соответствующей (столбцу) траектории. Все приведенные в таблице значения угла $\gamma$ принадлежат допустимому [6] для реализации коррекции диапазону: $90^\circ$–$165^\circ$.

На рис. 8–16 представлены в виде графиков зависимости величин $DOM$, $r_{\min}$, $r_{\max}$, $P_{\text{om}}$, $\omega_{\text{m}}$, $i_m$, $\Omega_{\text{m}}$, от времени полета КА по траекториям $T2i$ ($i = 1, 2, 3, 4$). Принцип построения зависимостей в виде графиков идентичен построению аналогичных зависимостей, представленных на рис. 1–7. Графики на рисунках 12–16, относящиеся к одной и той же траектории изображаются определенными линиями: $T21$ – штриховой, $T22$ – разомкнутой, $T23$ – сплошной тонкой, $T24$ – сплошной толстой. Графики наносились на рисунок в последовательности изображающих их линий: штриховая, разомкнутая, сплошная тонкая, сплошная толстая.

В заключение настоящего раздела следует отметить, что при прогнозировании движения КА по рассматриваемым траекториям после планируемой коррекции до момента времени $t_{зад}$ не выявлено неприемлемых его затенений Луной. В качестве фигуры Луны рассматривался шар с заданным радиусом $R_Л = 1738$ км.

## 5. БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ВАРИАНТОВ ПЛАНИРУЕМОЙ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КА

Расчетные данные, представленные в табл. 1 и на рис. 8–16, позволяют расставить (с точки зрения технической реализации и баллистических особенностей) по приоритету варианты *K2i* ($i = 1$, 2, 3, 4) предстоящей коррекции траектории полета КА. Для этого необходимо обратить внимание на следующие их характеристики.

1. Приращения характеристической скорости КА для рассматриваемых вариантов коррекции по абсолютной величине заметно отличаются между собой. Причем, эта величина (которая является пропорциональной затратам топлива на коррекцию) убывает с ростом номера варианта коррекции.

2. Варианты коррекции *K21* и *K22* не удовлетворяют *основному требованию* к траектории после реализации коррекции до начала 2020 г., так как для этих вариантов коррекции значения величины $C_V'$ меньше установленного допустимого минимального значения 0.09. Но они оба удовлетворяют *основному требованию* до середины декабря 2018 г., так как для каждого из них справедливо неравенство $C_V'' > 0.09$, причем, предпочтительным является вариант коррекции *K22* вследствие того, что для него значение величины $C_V''$ больше, чем для варианта коррекции *K21*.

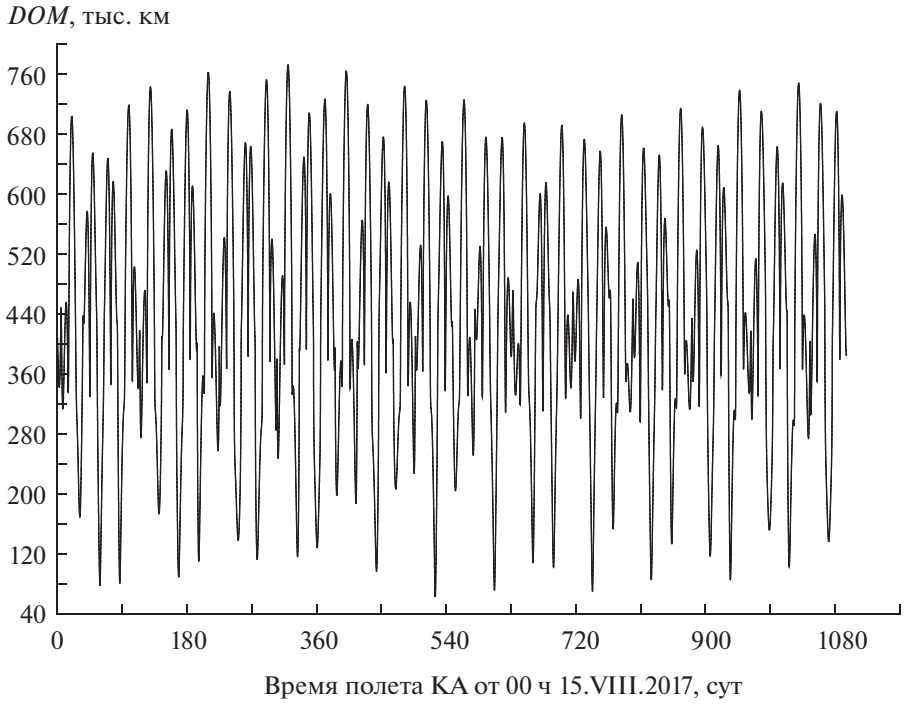
DOM, тыс. км
760
680
600
520
440
360
280
200
120
40
0
180
360
540
720
900
1080
Время полета КА от 00 ч 15.VIII.2017, сут

**Рис. 8**

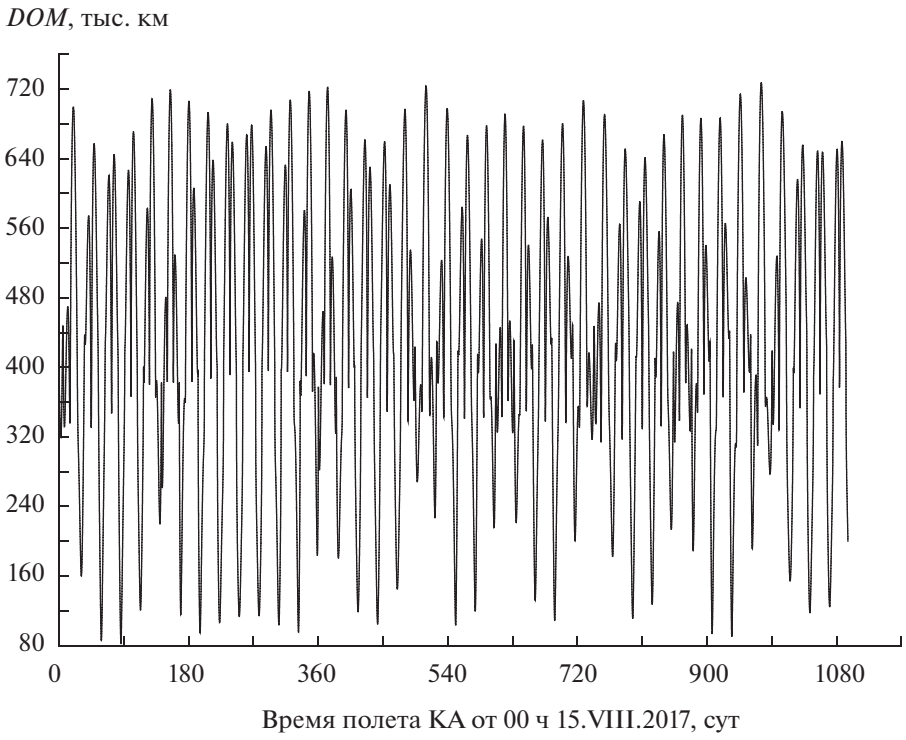
DOM, тыс. км
720
640
560
480
400
320
240
160
80
0
180
360
540
720
900
1080
Время полета КА от 00 ч 15.VIII.2017, сут

**Рис. 9**

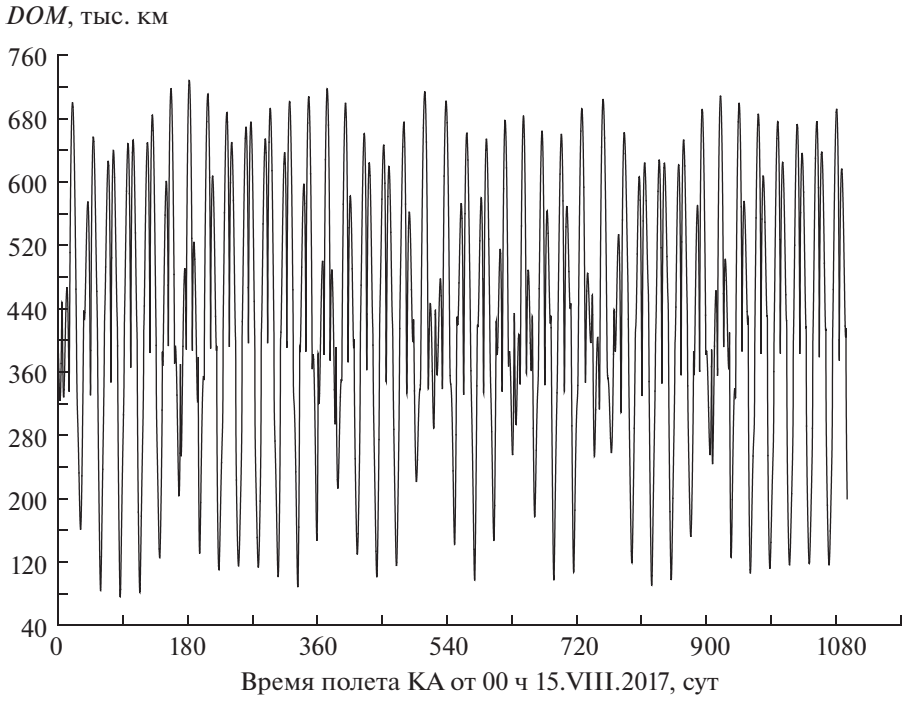
DOM, тыс. км
760
680
600
520
440
360
280
200
120
40
0
180
360
540
720
900
1080
Время полета КА от 00 ч 15.VIII.2017, сут

**Рис. 10**

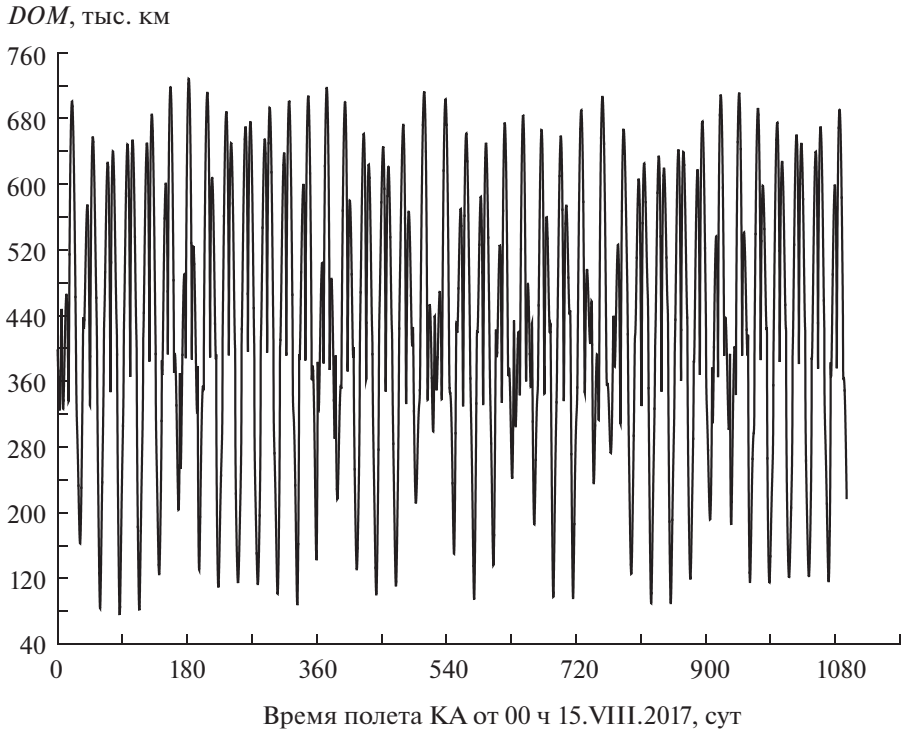
DOM, тыс. км
760
680
600
520
440
360
280
200
120
40
0
180
360
540
720
900
1080
Время полета КА от 00 ч 15.VIII.2017, сут

**Рис. 11**

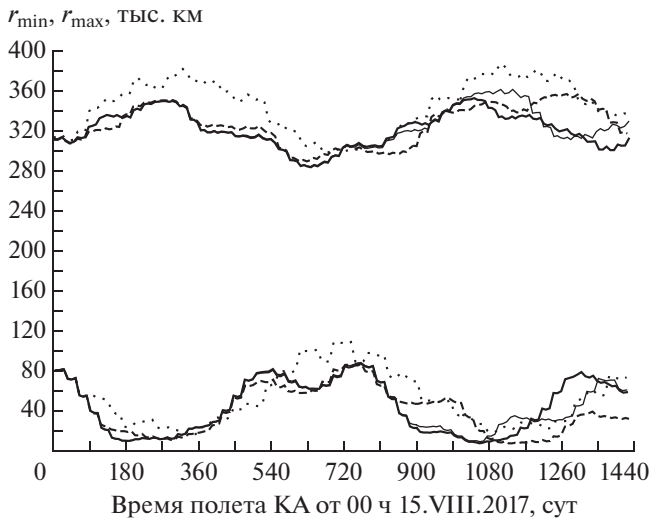


**Рис. 12**

3. Варианты коррекции *K23* и *K24* удовлетворяют *основному требованию* к траектории после реализации коррекции до начала 2020 г. потому, что для каждого из этих вариантов коррекции значение величины $C_V^{'}$ больше значения 0.09. Несколько предпочтительным является вариант коррекции *K23* вследствие того, что для него значение величины $C_V^{'}$ чуть больше, чем для варианта коррекции *K24*.

4. График на рис. 8 свидетельствует о том, что КА при полете по траектории *T21* (после коррекции *K21*) до середины декабря 2018 г. достигает сферы действия Луны, $DOM \approx R_{inf}$. Столь тесное сближение КА с Луной может приводить к резкому расширению трубки возможных траекторий его дальнейшего полета.

5. Из графиков рис. 9–11 можно сделать заключение: при полете КА по той или иной из траекторий *T22*, *T23*, *T24* (после коррекций *K22*, *K23*, *K24*, соответственно) он до начала 2020 г. находится вне сферы действия Луны и только несколько раз входит в ее сферу влияния, $DOM < R_{act}$.

6. Графики на рис. 12–16 показывают, что параметры траекторий *T22*, *T23*, *T24* полета КА мало отличаются между собой до января 2020 г.

Исходя из перечисленных характеристик рассматриваемых вариантов *K2i* ($i = 1, 2, 3, 4$) предстоящей коррекции траектории полета КА, представляется в качестве наиболее приемлемой (приоритетной) для реализации коррекция *K23*. Второй по приоритету представляется коррекция *K24*. Коррекции *K21* и *K22* имеют еще более низкие приоритеты. Для этих двух вариантов коррекций следует предусматривать проведение дополнительной коррекции в 2018 г.

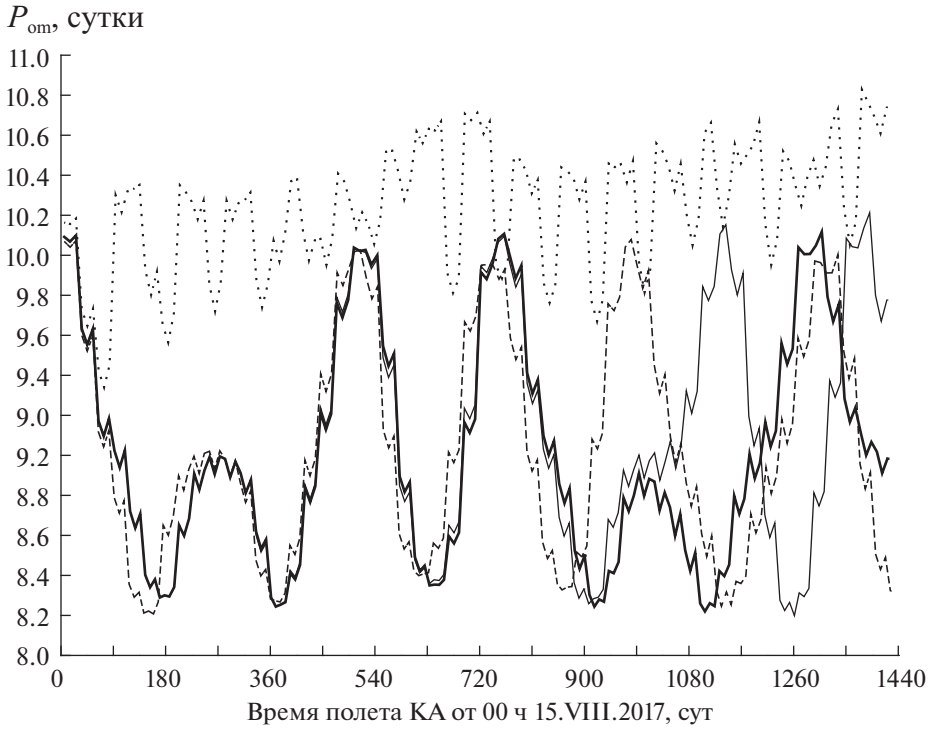


**Рис. 13**

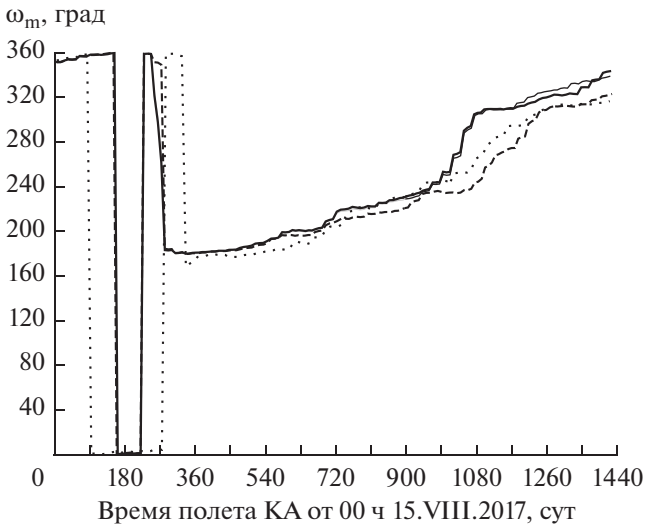


**Рис. 14**

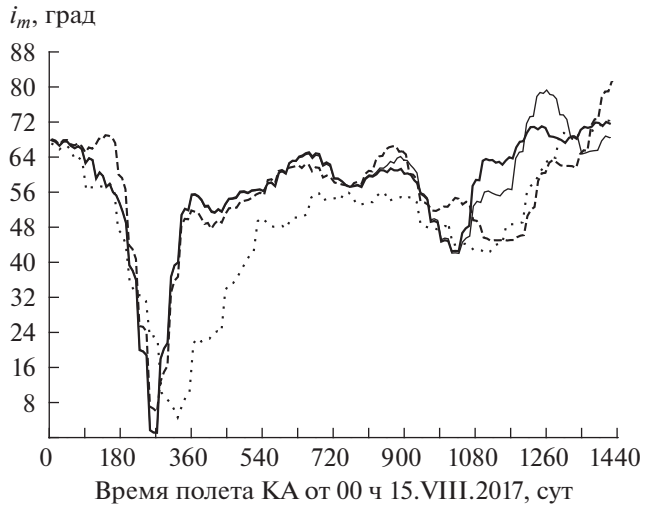


**Рис. 15**

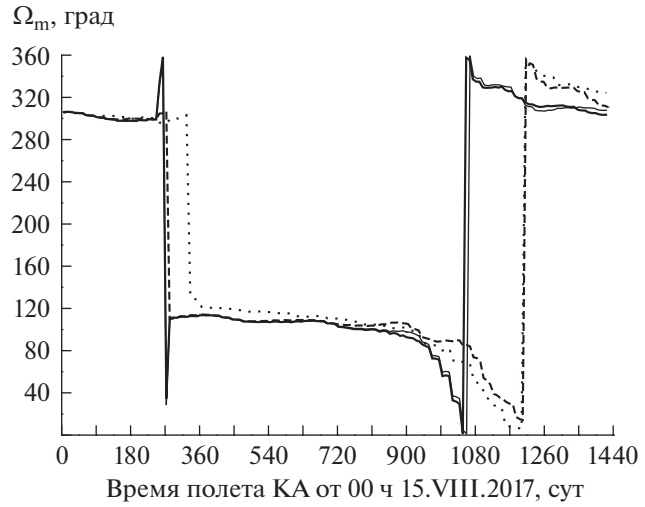


**Рис. 16**

## 6. ПЛАНИРОВАНИЕ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

Планирование наблюдений радиоисточников посредством наземно-космического интерферометра (НКИ) производится с учетом ряда требований[1], которые должны выполняться при реализации этих наблюдений. К ним в первую очередь относятся следующие требования:

1) обеспечение технических условий работы задействованной бортовой аппаратуры;

2) наличие необходимой видимости наблюдаемого радиоисточника с космического телескопа (на борту КА *Спектр-Р*) и наземного телескопа;

3) установление высокоскоростного канала связи между КА и наземной станцией в Пущино или Грин Бэнк для сброса научных данных в реальном времени (объем данных слишком велик для хранения на борту);

4) исполнение требований научного эксперимента по длине и ориентации баз НКИ.

Проверка выполнения условий работы космического телескопа осуществляется в программе FakeRaT – модифицированной версии кода fakesat (см. подробности и ссылки в [24]). Для расчета условий видимости радиоисточников наземными телескопами используется программа SCHED[2], широко применяемая для подготовки наземных интерферометрических наблюдений. Программа содержит актуальную информацию о положениях и угловых ограничениях радиотелескопов. Составленные нами скрипты управляют запуском FakeRaT и SCHED и интерпретируют результаты работы этих программ, представляя информацию об условиях видимости в табличном виде.

При работе с НКИ используются два основных варианта наблюдений. Первый вариант состоит из повторяющихся коротких наблюдений одного и того же радиоисточника с целью построения его изображения (см, например, [10, 11, 17]). Общая продолжительность этого варианта наблюдений составляет типично от 8 до 30 ч с перерывами на охлаждение элементов КА *Спектр-Р* и в нем участвуют от 10 до 40 наземных радиотелескопов России, Европы, США, ЮАР, Австралии, Южной Кореи, Китая и Японии. Наблюдение проводится вблизи момента времени $t_{\min}$ достижения КА минимального расстояния от ЦМ Земли на витке полета. Это соответствует двум факторам: а) минимальной разнице между самыми короткими наземно-космическими базами и самыми длинными наземными базами и б) значительному изменению длинны и ориентации на-

[1] См. [1] и инструкцию пользователя РадиоАстрона http://www.asc.rssi.ru/radioastron/documents/rauh/en/rauh.pdf.
[2] http://www.aoc.nrao.edu/software/sched.

земно-космических баз за время наблюдения. Оба фактора важны для успешного восстановления изображения.

Второй вариант – одиночное наблюдение длительностью от 40 мин до двух часов. Цель такого наблюдения – измерение амплитуды интерференционного сигнала, что позволяет судить о размере и яркости наблюдаемого радиоисточника, не восстанавливая его детальное изображение [1, 12, 17] или характеристиках рассеяния [8, 13–16, 18]. Для наблюдений в таком режиме достаточна поддержка хотя бы одного крупного наземного радиотелескопа. Эти наблюдения возможны на любых наземно-космических базах. Важно то, чтобы траектория полета КА после реализации ее коррекции позволяла проводить наблюдения обоих типов для максимального числа радиоисточников.

## 7. ОЦЕНКА ВАРИАНТОВ КОРРЕКЦИИ ПО КАЧЕСТВУ ВЫПОЛНЕНИЯ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ПОЛЕТА КА

Для качественного сравнения вариантов траектории полета КА, которые получатся после коррекции, в плане эффективности выполнения дальнейшей научной программы миссии, был сформирован список, содержащий 69 радиоисточников. Эти объекты были выбранны из числа источников, заявленных для наблюдений с использованием НКИ в цикле АО4 (июль 2016–июнь 2017 гг.). Предполагается, что эти радиоисточники представляют собой типичную выборку для наблюдений с использованием НКИ. Список включает как радиоисточники, которые концентрируются вблизи плоскости Галактики (пульсары и мазеры), так и внегалактические объекты (активные ядра галактик и мегамазеры). Последние не имеют области преимущественной концентрации на небе, хотя заявленная для наблюдений выборка имеет дефицит объектов в Южном полушарии.

Для указанных радиоисточников были рассчитаны таблицы с условиями видимости на период сентябрь 2017–декабрь 2019 гг. для каждого из четырех вариантов коррекции орбиты. При выполнении условий видимости для выбранных источников были проанализированы параметры, характеризующие эффективность работы наземно-космического интерферометра. Основным параметром служит проекция вектора базы на специальную плоскость, называемую *UV*-плоскостью. Понятия вектор базы НКИ, *UV*-плоскость и проекция вектора базы (на *UV*-плоскость) определяются нижеследующим образом.

*Вектор базы НКИ* – вектор с началом в точке расположения наземного радиотелескопа, а конец – в ЦМ КА, на котором находится космический радиотелескоп.

*UV-плоскость* – опорная плоскость (для СК $Ouv$), совпадающая с “картинной плоскостью”, которая ортогональна направлению из ЦМ Земли на радиоисточник. Точку $O$ начала координат $UV$ поместим для удобства в ЦМ Земли. Ось $Ov$ СК $Ouv$ направлена по проекции угловой скорости вращения Земли вокруг своей оси на “картинную плоскость”. Ось $Ou$ этой системы направлена так, что, если смотреть вдоль нее, направление на радиоисточник может быть совмещен с направлением оси $Ov$ путем его поворота против часовой стрелки на угол 90°. В нашем изложении ниже для краткости мы будем также называть длину проекции вектора базы на *UV*-плоскость базой интерферометра.

В интерферометрии качество восстановления изображения радиоисточника и свойства синтезированной диаграммы направленности характеризуются *покрытием UV*-плоскости точками, каждая из которых является концом проекции вектора базы в определенный момент времени моделируемых наблюдений [25]. Оно будет тем лучше, чем плотнее и равномернее покрытие *UV*-плоскости точками. Сравнение покрытий *UV*-плоскости между собой выполнялось нами путем визуализального анализа.

На рис. 17 показаны примеры покрытия *UV*-плоскости для галактики NGC3079 при полете КА с сентября 2017 г. по декабрь 2019 г. после расчетного исполнения коррекции в двух вариантах: *K21* (слева) и *K23* (справа). На этом рисунке компоненты ($U$, $V$) проекции вектора базы в СК $Ouv$ выражены в диаметрах ($D_З$) Земли, $D_З = 2R_З$ (значение величины $R_З$ представлено выше). Выбранный масштаб для координат $U$ и $V$ является удобным при исследовании космического источника с использованием НКИ. По виду покрытий *UV*-плоскости трудно отдать однозначное предпочтение одному из вариантов коррекции. Примерно такие же свойства показывают покрытия *UV*-плоскости для других источников из числа 69, подвергнутых подобному анализу.

Поэтому были вычислены некоторые представленные далее интегральные характеристики:

$T_\Sigma$ – суммарное время, доступное для наблюдения с использованием космического телескопа без учета времени на охлаждение;

$N_V$ – количество возможных вариантов одночасовых наблюдений, которые можно осуществить для радиоисточников из выбранного списка. Как правило, в каждый момент времени имеет место выбор из нескольких доступных наблюдению радиоисточников. Если в анализируемый момент времени этот выбор больше, то и количество возможных вариантов наблюдений будет больше. В рассматриваемых расчетах шаг по времени составил один час. В действительности только один из

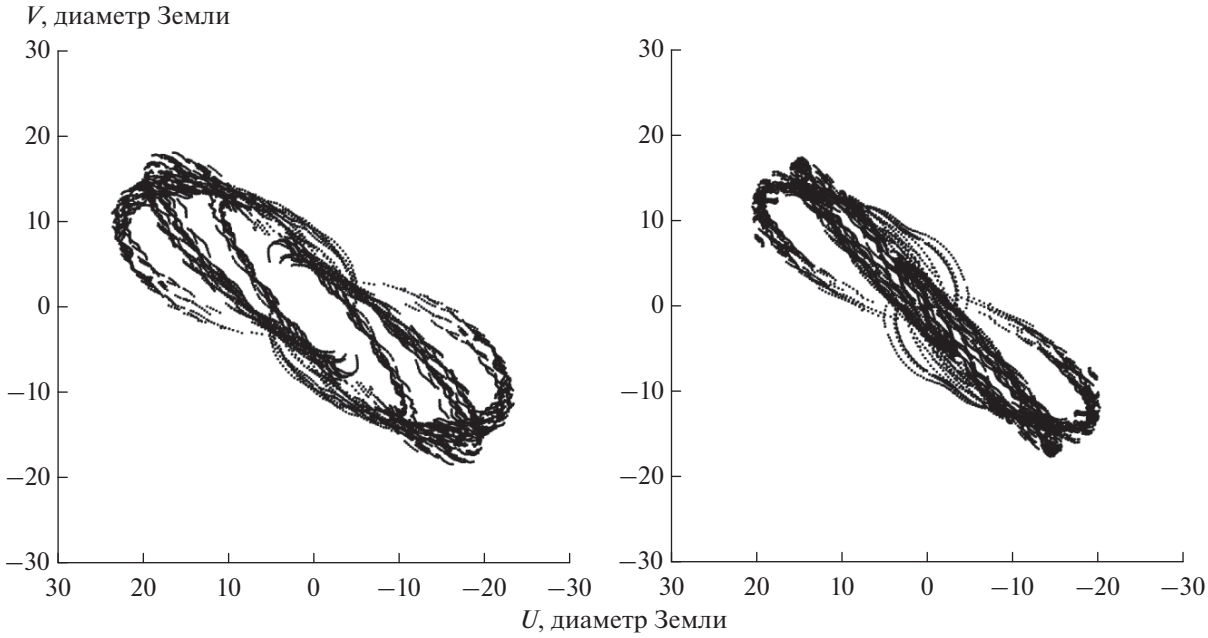


**Рис. 17**

возможных вариантов будет выбран в реальной программе наблюдений;

$B_{\min}, B_{\mathrm{med}}, B_{\max}$ – диапазоны значений наземно-космических баз: минимальный, медианный и максимальный соответственно;

$N_{l2d}$ – количество радиоисточников, для которых могут быть реализованы наблюдения на малых базах (меньших 2-х диаметров Земли);

$T_{l2d}$ – суммарное время наблюдений радиоисточников, для которых могут быть реализованы наблюдения на малых базах;

$N_{g25d}$ – количество радиоисточников, для которых могут быть реализованы наблюдения на больших базах (превышающих 25 диаметров Земли);

$T_{g25d}$ – суммарное время наблюдений радиоисточников, для которых могут быть реализованы наблюдения на больших базах.

Численные результаты проведенного анализа представлены в табл. 2 и проиллюстрированы на рис. 18, где приведены гистограммы распределения количества $N$ возможных вариантов наблюдений в зависимости от реализуемой базы НКИ (B), выраженной в диаметрах Земли. Количество принципиально возможных вариантов наблюдений рассчитано на период с сентября 2017 г. по декабрь 2019 г. На рис. 18 показаны гистограммы для вариантов коррекций траектории полета КА: слева *K21* (май 2017 г.) и справа *K23* (июль 2017 г.).

Все четыре варианта коррекции траектории полета КА являются приемлемыми. Каждый из этих вариантов создает условия для наблюдения космических радиоисточников в диапазоне от малых до больших баз. Однако, возможности для таких наблюдений разные. Первый вариант *K21* по сравнению с тремя последующими вариантами предоставляет значительно больше возможностей для наблюдения на экстремально больших базах за счет уменьшения числа источников, видимых на малых базах, и уменьшения общего времени, доступного для наблюдений. Последние два варианта *K23* и *K24* представляются практиче-

**Таблица 2.** Результаты анализа возможной наблюдаемости радиоисточников в период сентябрь 2017 г.–декабрь 2019 г., после номинального исполнения рассматриваемых вариантов коррекции траектории полета КА

| Коррекция | $T_{\Sigma}$, ч | $N\nu$, ч | $B_{\min}$ | $B_{\mathrm{med}}$ | $B_{\max}$ | $N_{l2d}$ | $T_{l2d}$, ч | $N_{g25d}$ | $T_{g25d}$, ч |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| *K21* | 9255 | 199944 | 0.0 | 15.2 | 29.8 | 55 | 1484 | 36 | 1904 |
| *K22* | 9575 | 204246 | 0.0 | 14.5 | 27.8 | 59 | 1486 | 27 | 653 |
| *K23* | 9561 | 202064 | 0.0 | 14.5 | 27.7 | 68 | 1487 | 26 | 588 |
| *K24* | 9543 | 201549 | 0.1 | 14.5 | 27.7 | 68 | 1443 | 29 | 622 |

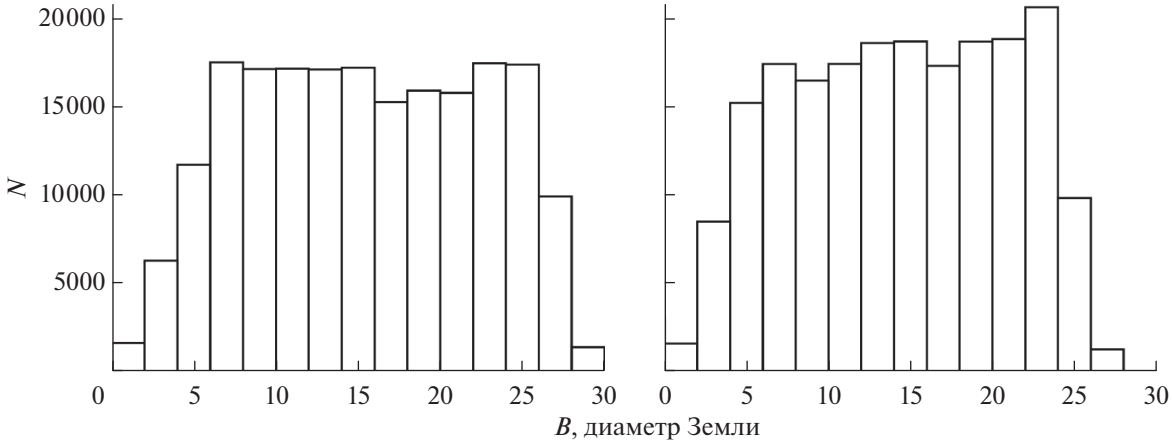


**Рис. 18**

ски эквивалентными, в то время как вариант *K22* по сравнению с ними предоставляет меньше возможностей для наблюдений на малых базах. Вариант *K23* представляется наиболее оптимальным, так как предоставляет широкие возможности для построения изображений с использованием наблюдений на малых базах и при этом сохранет разнообразные возможности наблюдений на больших базах. Аналогичный ему вариант *K24* может являться запасным на случай нештатной ситуации при проведении коррекции *K23*. Кроме того, коррекция в июле 2017 (вариант *K23*) не потребует изменения программы наблюдений в проекте "РадиоАстрон", составленной до июня 2017, включительно.

## 8. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные в настоящей статье исследования подтверждают необходимость проведения в 2017 г. коррекции траектории полета КА *Спектр-Р*.

Показано, что, начиная с середины 2017 г., КА *Спектр-Р* до конца 2019 г. неоднократно погружается в сферу влияния Луны. Разработан алгоритм, который позволяет задолго до проведения коррекции траектории полета КА обосновать выбор схемы ее проведения при наличии указанных условий сближения с Луной.

Обоснована схема проведение коррекции траектории полета КА в 2017 г. В начале делается попытка реализовать коррекцию (*K23*) путем однократного включение бортовой ДУ в середине июля 2017 г. И, если она по той или иной причине не состоится, то проводится резервная коррекция (*K24*) путем включения ДУ в середине первой декады августа 2017 г. Предварительные характеристики этих коррекций представлены в табл. 1.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В. и др.* "Радиоастрон" – телескоп размером 300000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астроном. ж. 2013. Т. 90. № 3. С. 179.
2. *Андреянов В.В., Кардашев Н.С., Хартов В.В.* Наземно-космический радиоинтерферометр "Радиоастрон" // Космич. исслед. 2014. Т. 52. № 5. С. 353–359. (Cosmic Research. P. 319)
3. *Хартов В.В., Ширшаков А.Е., Артюхов М.И. и др.* Особенности управления миссией "РАДИОАСТРОН" // Космич. исслед. 2014. Т. 52. № 5. С. 360. (Cosmic Research. P. 326)
4. *Кардашев Н.С., Крейсман Б.Б., Погодин А.В. и др.* Проектирование орбиты космического аппарата *Спектр-Р* для наземно-космического интерферометра // Космич. исслед. 2014. Т. 52. № 5. С. 366. (Cosmic Research. P. 322)
5. *Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А. и др.* Баллистико-навигационное обеспечение полета космического аппарата *Спектр-Р* // Космонавтика и ракетостроение. 2014. Т. 74. № 1. С. 15–29.
6. *Заславский Г.С., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др.* Коррекция траектории движения космического аппарата *Спектр-Р* // Космич. исслед. 2014. Т. 52. № 5. С. 387–398. (Cosmic Research. P. 353)
7. *Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А. и др.* Баллистико-навигационное обеспечение управления полетом КА и выполнения научной программы проекта "РадиоАстрон". Пять лет полета // Вестник "НПО им. С.А. Лавочкина". 2016. Т. 33. № 3. С. 25–37.
8. *Smirnova T.V., Popov M.V., Kardashev N.S. et al.* RadioAstron Studies of the Nearby, Turbulent Interstellar Plasma with the Longest Space-Ground Interferometer Baseline // Astroph. J. 2017. V. 786. P. 115.
9. *Бирюков А.В., Кауц В.Л., Кулагин В.В. и др.* Измерение гравитационного красного смещения с помощью космического радиотелескопа "РадиоАстрон" // Астрон. журн. 2014. Т. 91. С. 7.
10. *Lobanov A.P., Gomez J.L., Kovalev Y.Y. et al.* RadioAstron Space VLBI Imaging of Polarized Radio Emission

in the High-Redshift Quasar 0642+449 at 1.6 GHz // Astron. & Astrophys. 2015. V. 583. P. A100.

11. *Gómez J.L., Kovalev Y.Y., Sokolovsky K.V. et al.* Probing the Innermost Regions of AGN Jets and Their Magnetic Fields with RadioAstron. I. Imaging BL Lacertae at 21 Microarcsecond Resolution // Astroph. J. 2016. V. 817. P. 96.
12. *Kovalev Y.Y., Kardashev N.S., Kellermann K.I. et al.* RadioAstron Observations of the Quasar 3C273: a Challenge to the Brightness Temperature Limit // Astroph. J. Lett. 2016. V. 820. P. L9.
13. *Johnson M.D., Kovalev Y.Y., Gurvits L.I. et al.* Extreme Brightness Temperatures and Refractive Substructure in 3C273 with RadioAstron // Astroph. J. Lett. 2016. V. 820. P. L10.
14. *Рудницкий А.Г., Каруппусами Р., Попов М.В., Согласнов В.А.* Иследование космической плазмы по данным РСДБ-наблюдений гигантских импульсов пульсара B0531+21 в проекте "РадиоАстрон" // Астрон. журн. 2016. Т. 93. С. 167.
15. *Gwinn C.R., Popov M.V., Kardashev N.S. et al.* PSR B0329+54: Statistics of Substructure Discovered within the Scattering Disk on RadioAstron Baselines of up to 235000 km // Astroph. J. 2016. V. 822. P. 96.
16. *Попов М.В., Андрианов А.С., Бартель Н. и др.* Распределение неоднородностей межзвездной плазмы в направлении трех удаленных пульсаров по результатам наблюдений с наземно-космическим интерферометром РадиоАстрон // Астрон. журн. 2016. Т. 93. С. 778.
17. *Кардашев Н.С., Артюхов М.И., Ковалев Ю.Ю. и др.* РадиоАстрон: итоги выполнения научной программы исследований за 5 лет полета // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4.
18. *Popov M.V., Bartel N., Kardashev N.S. et al.* PSR B0329+54: Substructure in the scatter-broadened image discovered with RadioAstron on baselines up to 330000 km // MNRAS. 2017. V. 465. P. 978.
19. *Попов М.В., Рудницкий А.Г., Согласнов В.А.* Гигантские импульсы пульсара в Крабовидной туманности как индикаторы сильной электромагнитной волны // Астрон. журн. 2017. Т. 94. С. 194.
20. Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса / Под редакцией Молотова Е.П., Тучина А.Г. М.: Радиотехника, 2016.
21. *Аким Э.Л., Заславский Г.С., Степаньянц В.А. и др.* Машиностроение. Энциклопедия. Ракетно-космическая техника / Ред. Легостаев В.П. М.: Машиностроение, 2012.
22. *Аким Э.Л., Аппазов Р.Ф., Бажинов И.К. и др.* Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса "Салют-6"–"Союз"–"Прогресс". М.: Наука, 1985.
23. *Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребеников Е.А., Рябов Ю.А.* Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Под редакцией Дубошина Г.Н. М.: Наука, 1971.
24. *Журавлев В.И.* Пакет fakerat в международном интерферометрическом проекте "Радиоастрон" со сверхдлинными наземно-космическими базами // Космич. исслед. 2015. Т. 53. № 3. С. 232–241. (Cosmic Research. P. 216)
25. *Томпсон А.Р., Моран Дж.М., Свенсон Дж.У.* Интерферометрия и синтез в радиоастрономии. М.: Физматлит, 2003. С. 276–341.