

## БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ КА И ВЫПОЛНЕНИЯ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ПРОЕКТА «РАДИОАСТРОН». ПЯТЬ ЛЕТ ПОЛЁТА

Г.С. Заславский<sup>1</sup>,  
кандидат физико-математических  
наук, [zaslav@kiam1.rssi.ru](mailto:zaslav@kiam1.rssi.ru);  
G.S. Zaslavskiy

А.Г. Тучин<sup>1</sup>,  
доктор физико-математических  
наук, [tag@kiam1.rssi.ru](mailto:tag@kiam1.rssi.ru);  
A.G. Tuchin

М.В. Захваткин<sup>1</sup>,  
кандидат физико-математических  
наук, [zmaxus@gmail.com](mailto:zmaxus@gmail.com);  
M.V. Zakhvatkin

В.А. Шишов<sup>1</sup>,  
кандидат физико-математических  
наук, [shishov@kiam1.rssi.ru](mailto:shishov@kiam1.rssi.ru);  
V.A. Shishov

В.А. Степаньянц<sup>1</sup>,  
кандидат физико-математических  
наук, [vic-stepan@ramler.ru](mailto:vic-stepan@ramler.ru);  
V.A. Stepanyants

*В статье рассматривается баллистико-навигационное обеспечение в проекте «РАДИОАСТРОН». В этом проекте космический радиотелескоп, установленный на борту космического аппарата «СПЕКТР-Р», совместно с наземными радиотелескопами позволяет проводить наблюдения радиоисточников с очень высоким угловым разрешением. Рассмотрены вопросы выполнения наземных траекторных измерений, навигационного обеспечения управления полётом и обеспечения научных экспериментов, а также коррекции траектории движения.*

*Ключевые слова:*  
космический аппарат;  
«СПЕКТР-Р»; «РАДИОАСТРОН»;  
баллистика; навигация.

### ВВЕДЕНИЕ

18 июля 2015 года исполнилось пять лет со дня запуска космического радиотелескопа (КРТ) в составе космического аппарата (КА) «СПЕКТР-Р» на высокоапогейную орбиту искусственного спутника Земли. В проекте «РАДИОАСТРОН» КРТ совместно с наземными радиотелескопами представляет собой наземно-космический радиоинтерферометр, позволяющий проводить наблюдения радиоисточников с очень высоким угловым разрешением (Кардашев Н.С. и др., 2014).

В ходе полёта КА «СПЕКТР-Р» баллистический центр (БЦ) Института прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН (ИПМ) выполнил работы, необходимые для его навигационного и баллистического обеспечения, функционирования наземных систем управления полётом и выполнения научной программы полёта, включая:

## BALLISTICS-NAVIGATION SUPPORT OF THE SPACECRAFT FLIGHT CONTROL AND IMPLEMENTATION OF «RADIOASTRON» PROGRAM SCIENTIFIC PROGRAM. 5 YEARS OF FLIGHT

*The article presents ballistic-navigation support for «RADIOASTRON» program. In the frame of this program the space radio telescope accommodated onboard of «SPEKTR-R» spacecraft jointly with ground radio telescopes allow observations of radio sources with very high angular resolution. Issues of performance of ground trajectory measurements, navigation support of flight control, scientific experiments support as well as correction of motion trajectories are considered.*

*Key words:*  
spacecraft;  
«SPEKTR-R»; «RADIOASTRON»;  
ballistics; navigation.

- определение по данным поступающих измерений текущих параметров движения КА;
- анализ выполнения необходимых условий полёта и расчёт параметров коррекции траектории;
- долгосрочное прогнозирование, необходимое для планирования научных экспериментов;
- расчёт начальных условий для закладки навигационной информации на борт аппарата;
- выдачу целеуказаний для наземных станций наблюдения;
- повторную обработку траекторных измерений с использованием данных телеметрии («реконструкцию орбиты»), необходимую для обеспечения повышенной точности при выполнении научной программы.

<sup>1</sup> ИПМ имени М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва.

Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.

В настоящее время проведена обработка и анализ различных видов поступивших в БЦ ИПМ измерений КА, в том числе:

- радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости полученных наземными станциями «Клён-Д» (антенна П-2500) в Усурийске – 376 сеансов и «Кобальт» (антенна ТНА-1500) в Медвежьих Озёрах – 711 сеансов;
- беззапросных измерений радиальной скорости, полученных аппаратурой высокоскоростного информационного радиокомплекса (ВИРК) на частотах 8.4 и 15 ГГц на станциях наблюдения в Пушино – 2102 сеансов и Грин Бэнк (США, штат Вирджиния) – 914 сеансов;
- беззапросных измерений радиальной скорости, полученных с использованием аппаратуры Cortex в Медвежьих Озёрах (антенны ТНА-1500) – 245 сеансов;
- угловых оптических измерений прямого восхождения и склонения КА, проведённых на 33 телескопах сети обсерваторий – 1490 сеансов;
- лазерных измерений дальности, полученных от Специализированного лазерного оптического локатора контроля космического пространства (ЛОЛ ККП) на Северном Кавказе – 31 сеанс и французской станции лазерной локации «Grass» – 14 сеансов.

По данным этих измерений регулярно выполнялось определение в инерциальной системе координат (СК) текущих кинематических параметров (компонентов векторов положения и скорости КА) траектории движения КА и прогнозирование значений этих параметров на заданные моменты времени с целью баллистико-навигационного обеспечения управления полётом КА и выполнения научной программы.

21 февраля и 1 марта 2012 года посредством двух включений двигательной установки (ДУ) была успешно проведена коррекция орбиты. На протяжении всего полёта КА регулярно для текущей траектории проводился расчёт времени баллистического существования интервалов времени и степени затенения спутника Землёй (Луной) с целью выявления нарушения условий его полёта. Траектория КА, сформированная в результате проведённой коррекции, до настоящего времени удовлетворяет необходимым требованиям к полёту аппарата.

## **1. Навигация**

Управление полётом КА и планирование научной программы работы КРТ выполняется в соответствии с результатами решения баллистических задач определения (по измерениям) и прогнозирования параметров движения КА с использованием современных моделей движения аппарата и методов обработки из-

мерений (*Навигация...*, 2016). Необходимая при этом точность решения этих задач достигается без учёта отличительных свойств КА, таких, как, его форма, ориентация, режимы работы бортовых систем на участках пассивного полёта.

Навигационная привязка научных измерений, а также краткосрочное прогнозирование параметров движения КА, необходимого для высокоточного наведения крупных радиотелескопов и проведения лазерных измерений, предъявляют более жёсткие требования по точности определения и прогнозирования движения КА.

Необходимую точность навигации в этом случае невозможно обеспечить без учёта конструктивных особенностей КА «СПЕКТР-Р» и происходящих на борту процессов, влияющих на движение центра масс (ЦМ) КА. Основным источником неопределённости при построении модели движения КА «СПЕКТР-Р» является давление солнечной радиации. Наличие 10-метровой антенны КРТ на борту аппарата увеличивает отношение эффективной площади сечения КА к его массе и, тем самым, усиливает влияние светового давления на движение ЦМ аппарата. Из-за сложной формы и неоднородности отражающих свойств элементов поверхности КА совокупное ускорение от светового давления не направлено строго от Солнца и существенно зависит от изменяющейся в ходе полёта ориентации КА. Помимо влияния на движение ЦМ, световое давление создаёт возмущающий момент. Заданная ориентация аппарата поддерживается системой ориентации и стабилизации, реализованной с использованием комплекса управляющих двигателей-маховиков. Поэтому длительное воздействие возмущающих моментов одного направления приводит к постоянному увеличению угловой скорости двигателей-маховиков (ДМ), что, в свою очередь, вызывает необходимость их разгрузки – уменьшения угловой скорости вращения, сопровождающейся включением реактивных двигателей системы стабилизации. В ходе разгрузки, длящейся, как правило, 1–2 минуты и состоящей из нескольких десятков включений двигателей стабилизации (ДС), скорость центра масс КА изменяется на 2–4 мм/с. За сутки происходит от одной до трёх разгрузок. В задачах реконструкции и краткосрочного прогнозирования движения упрощённая модель движения, не учитывающая описанные выше возмущения, приводит к недопустимо большим навигационным ошибкам.

### **1.1. Измерения**

Для определения параметров движения КА «СПЕКТР-Р» используются три вида измерений – радиотехнические измерения дальности и радиальной скорости, лазерные измерения дальности и астро-

метрические измерения положения КА на небесной сфере. Штатные средства навигационной системы управления (НСУ) проводят радиотехнические измерения двумя указанными выше командными измерительными станциями в С-диапазоне частот (Заславский Г.С., Захваткин М.В. и др., 2014).

В течение полёта две станции слежения, оснащённые аппаратурой высокоскоростного информационного радиокомплекса, проводят приём научной информации с использованием антенны РТ-22 в Пущино и 43-метровой антенны, расположенной в обсерватории Green Bank, США. Трансляция сигнала бортом производится при помощи остронаправленной антенны (ОНА), наводящейся на одну из станций слежения. Полезный сигнал транслируется на частоте 15 ГГц, вместе с ним передаётся немодулированная частота 8.4 ГГц. Основную часть времени опорная частота для сигналов ВИРК генерируется бортовым водородным стандартом. В редких случаях во время наблюдения КРТ или проведения экспериментов по измерению гравитационного красного смещения опорный сигнал транслируется станцией слежения. Аппаратура, установленная на станциях слежения, позволяет проводить измерения частоты сигналов ВИРК с периодом 0.04 секунды. Из полного потока измерений формируются нормальные места, представляющие собой измерения радиальной скорости, среднеквадратическая ошибка (СКО) которых при интервале осреднения 1 минута варьируется от 0.02 мм/с до 0.1 мм/с в зависимости от условий приёма и характеристик стандартов частоты станций слежения. В пределах диаграммы направленности ОНА сигналы ВИРК, поступающие с КА, могут одновременно принимать несколько радиообсерваторий, привлекаемых к работе наряду с упомянутыми выше основными станциями слежения. Как показал опыт (Duev D.A. et al., 2015), использование при решении задачи определения параметров орбиты сеансов таких комплексных измерений существенно повышает точность навигации.

Аппаратура станций НСУ в Медвежьих Озёрах и Уссурийске позволяет получать измерения радиальной скорости, принимая сигнал 8.4 ГГц, поступающий с борта КА. Такие измерения регулярно проводятся на станции в Медвежьих Озёрах при наведении ОНА на станцию слежения в Пущино и в качестве эксперимента были проведены в Уссурийске.

Наиболее точным источникам траекторной информации являются измерения лазерной дальнометрии, проведение которых стало возможным благодаря установленному на борту КА «СПЕКТР-Р» массиву угольковых отражателей. Такие измерения имеют

очень высокую точность и практически свободны от систематических ошибок, СКО единичных измерений дальности (до осреднения) в проведённых сеансах достигало значений 18 мм. Возможность проведения лазерных измерений дальности КА «СПЕКТР-Р» ограничена рядом обстоятельств, среди которых малое число станций, способных работать на окололунных расстояниях, сильная зависимость от погодных условий, а также необходимость определённой ориентации КА, которую не всегда можно построить. Названные обстоятельства не позволяют проводить лазерную дальнометрию достаточно часто для повышения точности навигационного обеспечения всех научных экспериментов. Тем не менее, проведённые сеансы позволили осуществить калибровку измерений дальности штатных радиотехнических средств, улучшив таким образом точность реконструкции орбиты КА для всех сеансов наблюдения КРТ. За прошедшие пять лет полёта успешно провести измерения удалось двум станциям: ЛОЛ ККП на Северном Кавказе в России и в обсерватории ОСА в Грассе во Франции. Максимальное расстояние, на котором принять удалось отражённый сигнал, составило более 337 тыс. км.

Помимо лазерных измерений дальности, в оптическом диапазоне проводятся астрометрические измерения прямого восхождения и склонения КА относительно осей инерциальной СК. Астрометрические измерения КА «СПЕКТР-Р» могут проводиться при помощи телескопов с небольшим апертурным диаметром, что позволило привлечь к наблюдениям обширную сеть телескопов и организовать регулярное поступление измерений в баллистический центр. Большая часть угловых оптических измерений получена сетью НСОИ АФН (Молотов И.Е. и др., 2009), а также средствами, привлекаемыми АКЦ ФИАН, в том числе обсерваториями проекта МАСТЕР и Коуровской обсерваторией УрФУ. Точность полученных угловых оптических измерений, как правило, не хуже 1 угл. с, что позволяет эффективно использовать их в задачах оперативной навигации. Совместное использование оптических измерений с измерениями дальности и радиальной скорости позволяет определять орбиту на более коротких мерных интервалах и избежать накопления ошибок, вызванных неточностью принятой модели движения.

В таблице 1 приведён полный список оптических средств проводивших наблюдения КА «СПЕКТР-Р» с указанием количества ночей наблюдения и числа полученных измерений. В таблице 2 содержатся данные о количестве полученных сеансов различных видов измерений по годам полёта.

# БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ КА И ВЫПОЛНЕНИЯ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ПРОЕКТА «РАДИОАСТРОН». ПЯТЬ ЛЕТ ПОЛЁТА

**таблица 1** – Статистика проведения наблюдений оптическими средствами

обсерватория (телескоп)	ночей	измерений
Китаб ОРИ-40	320	4800
Краснодар (КубГУ)	316	9485
Мейхилл (МРС:Н06)	138	2772
Монды	103	2751
Сайдинг Спринг (МРС:Q62)	102	1445
МАСТЕР-Кисловодск (МРС:С41)	99	878
Благовещенск ОРИ-25	79	1183
Мейхилл (МРС:Н15)	54	426
Евпатория	51	2411
Научный-1 АТ-64	51	2929
Коуровская (МРС:168)	38	922
Ужгород	31	889
КраО РН-1	24	1718
Научный-2, ЭОП-1.3 САНТЕЛ-250	15	300
Монды (АЗТ-33)	13	440
Циммервальд ZIMSPACE	9	179
КраО Zeiss-600	9	1175
Кисловодск (25см)	8	214
Бюракан ОРИ-25	7	115
Мильково	3	104
Абастумани ОРИ-22	3	14
Научный-2 ЭОП-1.3 ОРИ-40	2	26
Терскол	2	57
Научный-2 ЭОП-1.4 САНТЕЛ-250	2	38
Циммервальд	2	18
Уссурийск (25 см)	2	19
Кисловодск (40 см)	2	32
Тирасполь SRT-220	1	2
Кисловодск ОРИ-40	1	11
Лесосибирск ОРИ-22	1	3
КраО ЗТШ	1	225
Звенигород	1	14

**таблица 2** – Статистика сеансов различных типов измерений, проведённых с момента запуска по июнь 2016 года

измерительный пункт	год					
	2011	2012	2013	2014	2015	2016
радиотехнические измерения						
Медвежьё Озёра	135	229	103	91	107	55
Уссурийск	89	94	92	57	35	10
беззапросные измерения ВИРК						
Пушино	34	272	540	447	582	262
Грин-Бэнк			153	378	232	151
Медвежьё Озёра			47	46	103	56
лазерные измерения						
ЛОЛ ККП, Кавказ	1	6	7	13	4	
ОСА, Грасс	4	7			1	3
угловые оптические измерения						
обсерватории	124	310	244	243	395	174

## 1.2. Определение орбиты КА для обеспечения работы НСУ и управления его полётом

Для навигационного обеспечения задач полёта, не предъявляющих высоких требований к точности, используется модель пассивного движения околоземного КА. В правых частях уравнений движения учитываются следующие источники возмущений:

- влияние нецентрального гравитационного поля Земли, представленного в форме разложения потенциала по сферическим функциям с коэффициентами модели EGM-96 (*Lemoine F.G. et al., 1998*) до степени и порядка 75;
- изменение гравитационного поля Земли, вызванное её деформацией под действием гравитации Луны и Солнца («твёрдые приливы») (*Eanes R. et al., 1983*);
- гравитационное влияние Луны и Солнца, координаты которых вычисляются на основе теории движения DE421 (*Lemoine F.G. et al., 1998*);
- влияние давления солнечного излучения при использовании однородной сферы в качестве модели поверхности аппарата (*Справочное..., 1976*);
- на участках траектории аппарата ниже 1500 км учитывается влияние атмосферы, плотность которой определяется на основе динамической модели (*ГОСТ Р 25645.166-2004, 2004*).

В рамках этой модели влияние на движение центра масс КА возмущающих ускорений, возникающих в результате разгрузки ДМ, не учитывается. Влияние давления солнечной радиации учитывается в упрощённом виде: направление вектора ускорения совпадает с направлением от Солнца, а его величина пропорциональна коэффициенту, включённому в состав уточняемых параметров. Определение коэффициента светового давления вместе с шестью фазовыми параметрами КА происходит в ходе статистической обработки траекторных измерений методом максимального правдоподобия (*Аким Э.Л., Энеев Т.М., 1963*). Использование этого метода в применении к решению задачи определения параметров орбиты современных КА описывается в статье (*Гордиенко Е.С. и др., 2016*).

## 1.3. Навигационное обеспечение научных экспериментов

Наблюдение радиоисточников с использованием наземно-космического интерферометра и корреляционная обработка полученных данных требуют знания с высокой точностью векторов координат, скорости и ускорения КРТ. Ошибки определения параметров движения не должны превышать 600 м по положению, 2 см/с – по скорости и  $10^{-8}$  м/с<sup>2</sup> – по ускорению. Для достижения требуемой точности необходимо

учитывать возмущения движения центра масс КА, вызванные работой двигателей стабилизации, а также влияние давления солнечной радиации, зависящего от ориентации аппарата, неоднородности отражающих свойств и сложной формы его поверхности.

Для более точного описания возмущений от давления солнечного излучения используется параметризованная аналитическая модель, основанная на конечно-элементной модели поверхности КА. Параметрами модели возмущения выступают средние коэффициенты отражения  $\alpha_1$  и зеркальности  $\mu_1$  поверхности КА, покрытой экранно-вакуумной теплоизоляцией, а также коэффициент отражения  $\alpha_2$  поверхности панелей солнечных батарей аппарата. Ориентация аппарата относительно Солнца определяется данными о кватернионах ориентации КА в инерциальном пространстве, полученными на борту и переданными в составе телеметрической информации (ТМИ) на Землю. Интервалы времени длительностью более 15 минут, не покрытые данными ТМИ об ориентации КА, заполняются плановыми значениями ориентации, утверждёнными группой управления.

Предполагается, что на исследуемом интервале времени известны моменты времени включений ДС  $(t_{i,1}, \dots, t_{i,N_i})_{i=1}^n$  для разгрузки накопленного кинетического момента, индекс  $i$  соответствует номеру разгрузки, а индексы  $1, \dots, N_i$  определяют номер включения в рамках  $i$ -й разгрузки. Длительность разгрузки существенно меньше интервала уточнения орбиты, поэтому возмущение от разгрузки представляется усредненным вектором приращения скорости ЦМ КА.

$$\Delta \mathbf{V}_i = \sum_{j=1}^{N_i} \mathbf{e}_j \Delta v_{ij} \text{ в момент времени } t_i = \frac{\sum_{j=1}^{N_i} t_{ij} \Delta v_{ij}}{\sum_{j=1}^{N_i} \Delta v_{ij}},$$

где  $\Delta v_{ij}$  – величина приращения скорости КА в результате  $j$ -го включения ДС в  $i$ -й разгрузке, рассчитываемая по данным ТМИ;  $\mathbf{e}_j$  – единичный вектор направления тяги ДС в ходе этого включения. Возмущение движения КА на всем интервале представляется набором векторов приращения скорости центра масс КА  $\Delta \mathbf{V}_i$ , произошедших в известные моменты времени  $t_i = t_i(t_{i,1}, \dots, t_{i,N_i})$ . Компоненты векторов  $\Delta \mathbf{V}_i$  входят в число уточняемых параметров.

Совокупная информация о модели движения, используемой для навигационного обеспечения научных экспериментов, приведена в таблице 3. Более подробное описание модели возмущений от разгрузок ДМ и давления солнечного излучения КА «СПЕКТР-Р» дано в работе (Захваткин М.В. и др., 2014).

**таблица 3** – Описание модели движения КА «СПЕКТР-Р», используемой для навигационного обеспечения научных экспериментов проекта «РАДИОАСТРОН»

гравитационные возмущения	
геопотенциал	EGM-96 до степени/порядка 75
гравитационные центры	Луна, Солнце и планеты по эфемеридам DE-421 (Folkner W.M. et al., 2009)
твёрдые приливы	от Луны и Солнца, постоянное число Лява (Eanes R. et al., 1983)
эффекты общей теории относительности	в соответствии с рекомендацией Международной службы вращения Земли (IERS 2010) (Estabrook F.B., 1969)
негравитационные возмущения	
давление солнечного излучения	3-параметрическая модель с учётом ориентации
излучение Земли	постоянные коэффициенты альбедо (18x9) (Knocke P.C. et al., 1988)
торможение в атмосфере	модель плотности ГОСТ Р 25645.166-2004
разгрузки двигателей маховиков	
направление $\Delta \mathbf{V}_i$	направление оси OX связанной СК, ориентация по данным БКУ или файлу планируемой ориентации
величина $\Delta \mathbf{V}_i$	данные о длительности включений ДС, априорные данные о тяге

Использование описанной модели приводит к значительному возрастанию размерности вектора уточняемых параметров. Помимо шести фазовых параметров, он включает три параметра светового давления и  $3n$  параметров возмущений от разгрузок

$$\mathbf{Q} = \{\mathbf{X}_0(t_0), \alpha_1, \mu_1, \alpha_2, \Delta \mathbf{V}_1, \dots, \Delta \mathbf{V}_n\},$$

где  $\mathbf{X}_0(t_0)$  – вектор состояния КА, отражающий положение и скорость в инерциальной СК, на начальный момент времени  $t_0$ .

Для компенсации роста числа уточняемых параметров в задачу вводится дополнительная информация. Помимо наземных траекторных измерений, привлекаются бортовые измерения. К ним относятся уже упомянутые данные о включениях ДС. Известная длительность включения и априорная информация о тяге двигателей преобразуются в импульс, сообщённый КА в ходе кратковременной работы ДС. Суммирование по всем включениям ДС во время разгрузки позволяет получить оценку  $\Delta \mathbf{V}_i$  неизвестного приращения скорости и использовать её в качестве измерения (Захваткин М.В., 2014).

Вторым важным источником бортовых измерений являются измерения скоростей вращения ДМ, характеризующие текущий накопленный на борту ки-

нетический момент. Так как аппарат большую часть времени находится в неизменной ориентации, то изменение накопленного ДМ кинетического момента может быть интерпретировано как измерение возмущающего момента. Возмущающий момент, в свою очередь, главным образом обусловлен световым давлением, и его расчётное значение зависит от коэффициентов модели  $\alpha_1$ ,  $\mu_1$  и  $\alpha_2$ . Измерение момента позволяет получить дополнительную информацию о коэффициентах давления солнечного излучения (Захваткин М.В., 2014). Пример сопоставления измеренных значений проекции возмущающего момента на одну из осей и расчётных аналогов, зависящих от уточняемых коэффициентов, приведён на рисунке 1. Хорошее согласование измеренных и расчётных значений указывает на то, что описанная модель влияния светового давления адекватно представляет возмущения движения как центра масс, так и относительно центра масс аппарата.

Использование улучшенной модели движения КА «СПЕКТР-Р» и привлечение дополнительной информации в виде бортовых измерений импульсов включений ДС и внешнего возмущающего момента позволили получить необходимые характеристики точности реконструированной орбиты и навигационную привязку научных наблюдений. В качестве примера, характеризующего согласование измерений с построенной моделью, на рисунке 2 представлены отклонения измеренных и расчётных значений для различных видов измерений.

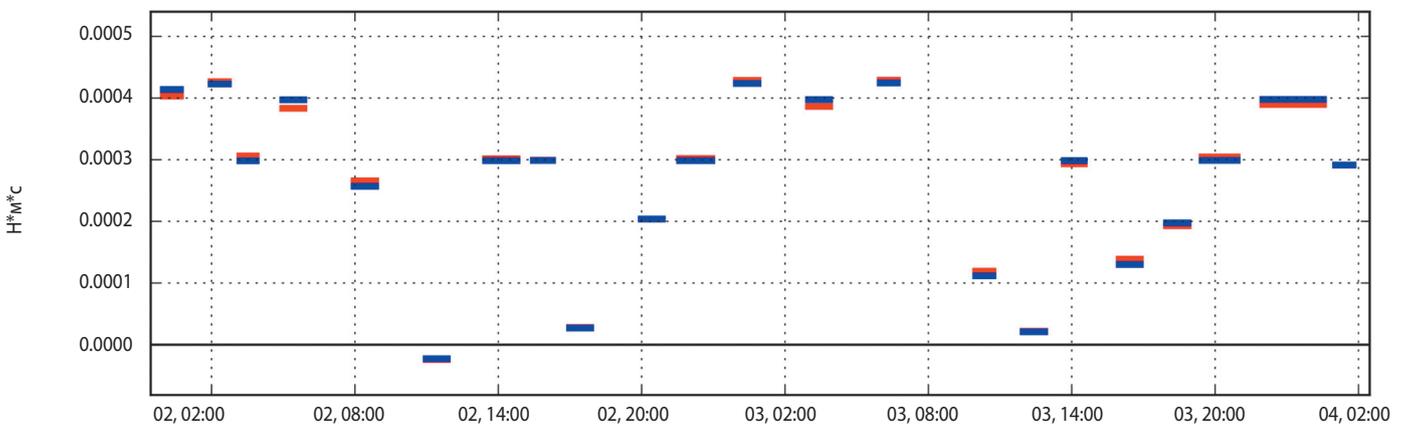
Наиболее значимым подтверждением достижения необходимой точности является накопленная за пять лет полёта в АКЦ ФИАН статистика успешной корреляции наблюдений КРТ и наземных радиообсерваторий.

Для получения независимых апостериорных оценок точности реконструкции орбиты КА «СПЕКТР-Р» были сопоставлены положения и скорости КА, рас-

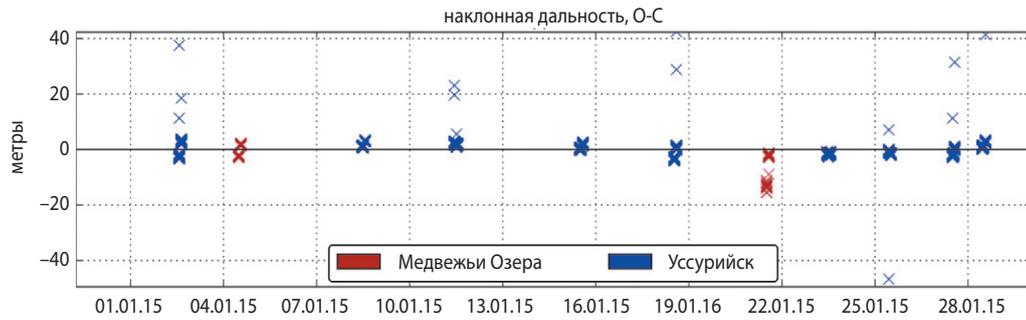
считанные по двум различным и независимым наборам параметров движения  $\mathbf{Q}_i$  и  $\mathbf{Q}_{i+1}$ , где индекс  $i$  определяет номер интервала обработки. Независимость достигается благодаря обработке на непересекающихся интервалах времени с использованием независимых наборов измерений. Реконструкция орбит для навигационной привязки научных экспериментов производится без пропусков, так, что  $t_{i,2}=t_{i+1,1}$ . Для оценки точности орбит были рассмотрены величины  $\|\mathbf{r}(t_{1,2}, \mathbf{Q}_i) - \mathbf{r}(t_{1,2}, \mathbf{Q}_{i+1})\|$  и  $\|\mathbf{v}(t_{1,2}, \mathbf{Q}_i) - \mathbf{v}(t_{1,2}, \mathbf{Q}_{i+1})\|$  для реконструированных орбит начала 2014 года до середины 2016 года. График модулей разности определённых положений и скоростей приведён на рисунке 3. Среднее значение отклонения по положению составило 274 метра, отклонения по скорости – 2.22 мм/с. Приведённые данные демонстрируют хорошее соответствие требованиям по точности реконструкции движения КА. Превышение рассогласований рассчитанных положений КА отметки 600 м обусловлено в целом более низкой точностью орбит летнего периода из-за меньшего количества оптических наблюдений и научных сеансов, сопровождающихся доплеровскими измерениями частоты ВИРК.

## 2. Коррекция траектории полёта КА

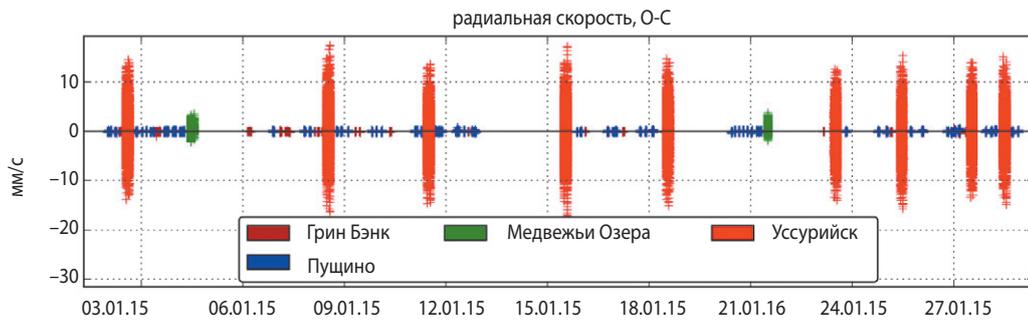
Баллистические расчёты, выполненные в БЦ ИПМ после выведения КА на рабочую орбиту, показали необходимость проведения в 2012 году коррекции траектории движения КА с целью устранения прогнозируемых нарушений двух необходимых условий его полёта (Заславский Г.С., Степаньянц В.А. и др., 2014). В начале 2013 года нарушается светотеневая обстановка на борту КА, а в конце 2013 – начале 2014 годов заведомо досрочно завершается его баллистическое существование. В связи с этим в БЦ ИПМ была разработана схема коррекции траектории движения КА с двумя целевыми (1-м и 2-м)



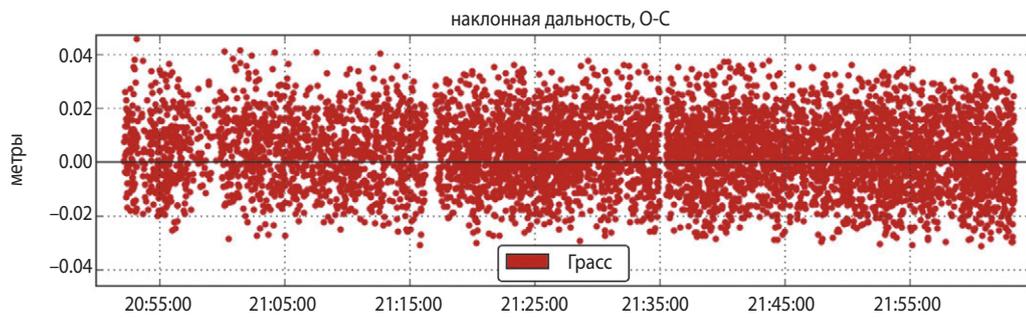
**рисунк 1.** Соответствие проекции измеренного (синие линии) и расчётного (красные линии) значений возмущающего момента на ось  $OY$  строительной системы координат (проекции на две другие оси в штатном режиме ориентации, как правило, на порядок меньше)



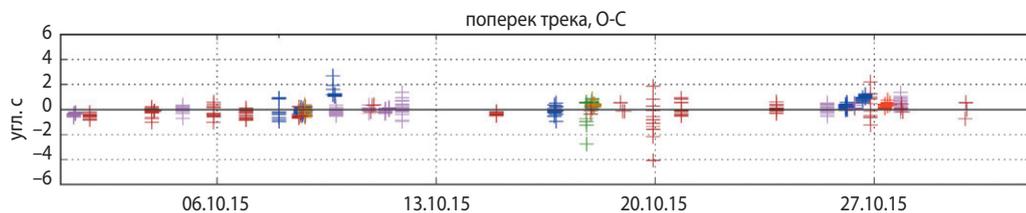
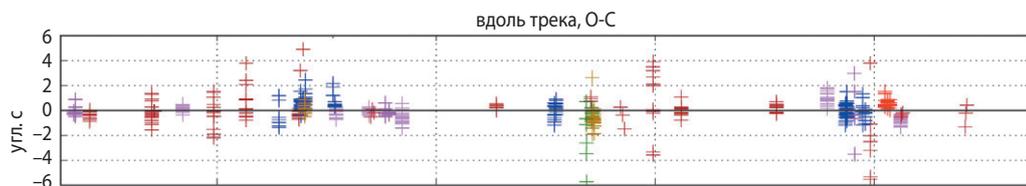
а



б



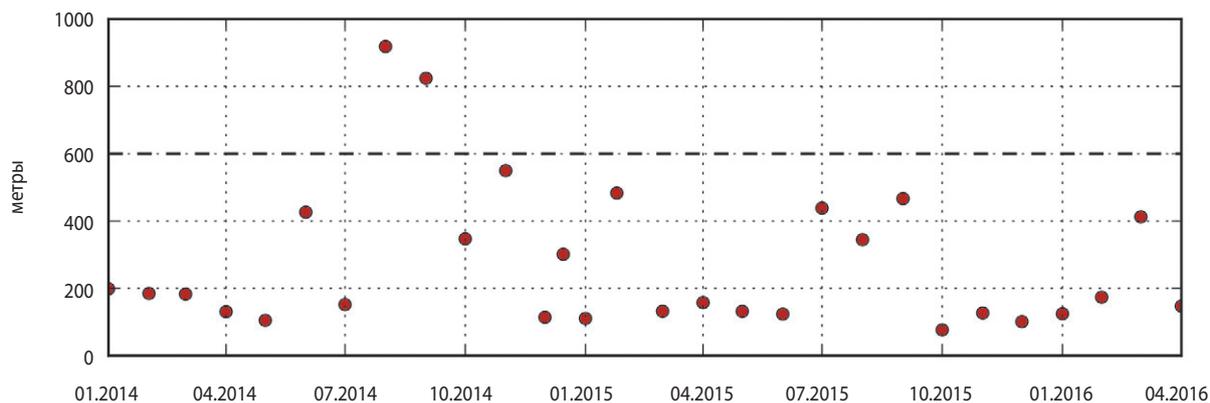
в



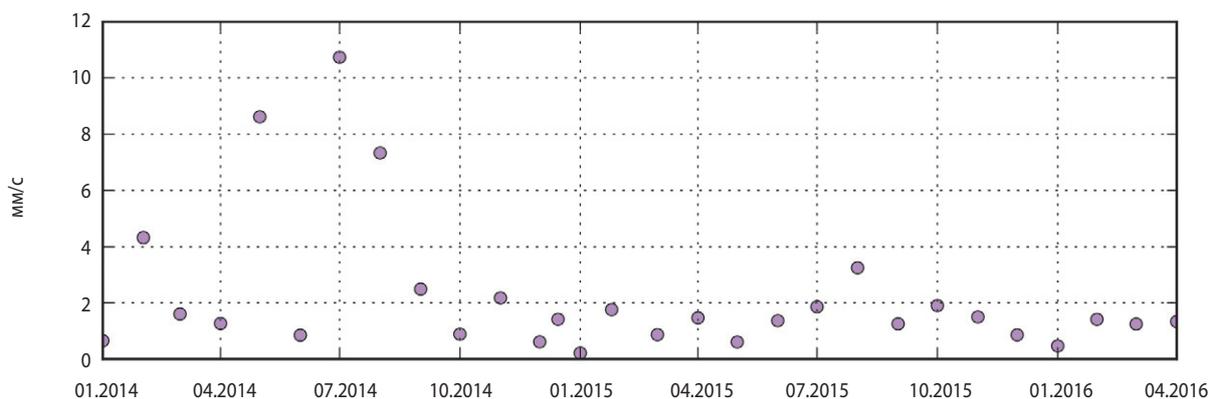
г

а – измерения наклонной дальности января 2015 г.; б – измерения радиальной скорости января 2015 г.; в – измерения лазерной дальнометрии сеанса 29 мая 2016 г.; г – угловые оптические измерения октября 2015 г.

**рисунок 2.** Рассогласования траекторных измерений КА «СПЕКТР-Р», полученных в ходе реконструкции орбиты для навигационной привязки научных данных



**а**



**б**

**рисунок 3.** Различия реконструированных орбит КА «СПЕКТР-Р», полученных на независимых смежных интервалах уточнения, по положению (**а**) и скорости (**б**)

включениями ДУ, им предшествует техническая операция прожиг, которая заметно изменяет траекторию полёта КА. Схема была утверждена Главной оперативной группой управления полётом КА (ГОГУ). Коррекция траектории движения КА была исполнена по утверждённой схеме.

## 2.1. Параметры коррекции

Баллистические параметры коррекции рассчитывались БЦ ИПМ с учётом технических характеристик и особенностей работы бортовых систем КА и возможностей работы наземных станций, задействованных в управлении полётом КА (Заславский Г.С., Степаньянц В.А. и др., 2014). В расчётах, по согласованию с ГОГУ, прожиг моделировался непрерывной работой ДУ с тягой по направлению совпадающей с тягой при 1-м целевом включении ДУ на интервале времени, при котором КА получает приращение характеристической скорости (импульс), по абсолютной величине равный 0.01 м/с. Средней точкой указанного интервала был назначен момент 21.02.2012 20:56:47,1. Здесь и далее моменты событий представлены в московском времени (UTC+3 часа). Были получены баллистические характеристики целевой коррекции траектории КА: 1-е включение ДУ происходит 21.02.2012

21:00:00,0 и непрерывно работает 300 с; 2-е включение происходит 01.03.2012 14:45:00,0 и непрерывно работает в течение 332 с. Указанные характеристики 2-го включения ДУ рассчитаны по уточнённой траектории после реализации 1-го включения ДУ.

За счёт этих включений ДУ приращения характеристических скоростей КА составляют 1.75 м/с и 1.86 м/с соответственно. Направление тяги ДУ на очередном интервале её непрерывной работы совпадает с расчётным направлением текущей скорости КА на середину указанного интервала в предположении пассивного полёта КА (тяга равна нулю).

Полученные баллистические параметры коррекции траектории КА априори обеспечивали (при сохранении характеристик действующих на КА сил) для всей «трубки» возможных траекторий, после коррекции, его баллистическое существование (высота полёта над поверхностью Земли превосходит 640 км) не менее пяти лет, и до января 2017 года – приемлемую светотеневую обстановку на борту. При этом предполагалось, что указанная трубка обусловлена неточностью знания траектории полёта КА до коррекции, заданными ошибками в реализации величины и направления тяги ДУ и погрешностью моделирования светового давления на КА.

## 2.2. Качественная оценка исполнения коррекции

По прошествии более четырёх лет от исполнения коррекции движения центра масс КА (около пяти лет – от запуска КА) можно получить качественную оценку её исполнения. Указанная оценка проводится путём сопоставления характеристик четырёх траекторий пассивного полёта КА. В настоящей статье им присвоены номера: 0 – траектория до реализации прожига ДУ; 1 – траектория после расчётного исполнения коррекции; 2 – траектория после фактического исполнения коррекции, полученная по данным трёх последовательных (за коррекцией) сеансов измерений; 3 – текущая траектория, параметры которой уточнены в конце мая 2016 года.

В таблице 4 представлены расчётные характеристики баллистического существования и первых по ходу полёта неприемлемых затенений КА для каждой из четырёх указанных выше четырёх траекторий. В таблице используются обозначения:  $t_{ce}$ ,  $t_{zn}$ ,  $t_{азн}$  – моменты времени завершения баллистического существования КА, его входа в частичную тень и полную тень от Земли соответственно;  $\delta t_3$  и  $\delta t_{аз}$  – интервалы времени затенения КА и его полного затенения Земли. В случае отсутствия полной тени в таблице приводится коэффициент ( $K_{Tmax}$ ) степени затенения КА (Заславский Г.С., Степаньянц В.А. и др., 2014), который изменяется в пределах от 0 до 1.

Аналогичные расчёты показывают, что на рассматриваемых траекториях неприемлемые затенения КА Луной отсутствуют, и КА не входит в её сферу действия.

Для каждой из четырёх рассматриваемых траекторий были рассчитаны в последовательности (по виткам) моменты времени достижения минимального расстояния КА от ЦМ Земли параметры оскулирующих орбит относительно Земли в системе координат  $J2000$  и величины углов  $SOV$  между вектором текущей скорости КА и направлением с КА на ЦМ Солнца. Значения углов  $SOV$  используются при выборе схемы проведения коррекции траектории КА (Заславский Г.С., Степаньянц В.А. и др., 2014). К указанным параметрам оскулирующих орбит отнесены:  $h_p$ ,  $h_a$  – высоты перигея и апогея над поверхностью

Земли соответственно;  $\omega$  – аргумент широты перигея;  $i$  – наклонение;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $P_0$  – период орбиты. При расчёте высот перигея и апогея орбиты КА в качестве фигуры Земли рассматривается шар с радиусом 6378.2 км. Величины  $\omega$  и  $\Omega$  принимают значения из полуинтервала  $[0, 2\pi)$ , а величина  $i$  – из интервала  $[0, \pi]$ .

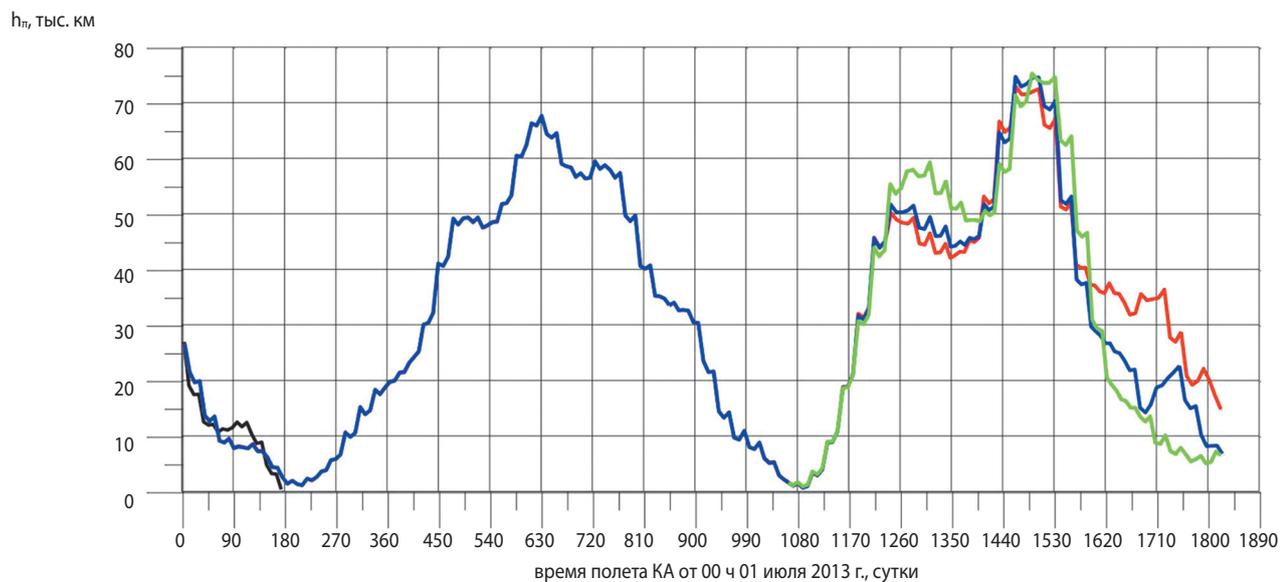
Результаты расчётов изображены на рисунках 4–10 в виде графиков, представляющих собой ломаные линии. По оси абсцисс всех графиков отложены моменты времени, отсчитываемые от момента 01.07.2013 00:00:00. Абсциссами вершин ломаной линии являются моменты времени достижения спутником минимального (на витке) расстояния от ЦМ Земли. Ордината вершины ломаной линии равняется рассчитанному значению обозначенного на рисунке параметра. График, соответствующий движению ЦМ КА по траектории 0, обрывается непосредственно перед моментом времени прекращения его баллистического существования (см. таблицу 4). Графики, соответствующие движению ЦМ КА по траекториям 1, 2 и 3, обрываются непосредственно перед моментом времени 18.07.2021 12:00:00. Момент начала графика, соответствующего движению ЦМ КА по траектории 3, отнесён к моменту времени получения в БЦ ИПМ кинематических параметров этой траектории (26 мая 2016 года). Каждой траектории здесь и далее по тексту соответствует определённый цвет графика: 0 – чёрный, 1 – красный, 2 – синий и 3 – зелёный. Графики наносились на рисунок в последовательности цветов: чёрный, красный, синий и зелёный.

Графики на рисунках 4–10 и данные в таблице 4, прежде всего, свидетельствуют об успешном исполнении коррекции траектории КА. Они подтверждают, что навигационные задачи по определению параметров траектории движения ЦМ КА и прогнозирования его дальнейшего полёта в БЦ ИПМ выполнены с необходимой для управления полётом спутника точностью, а также что предложенные БЦ ИПМ схема проведения двухимпульсной коррекции и результаты расчёта баллистических параметров коррекции обеспечили перевод КА на траекторию, на которой выполняются предписанные условия полёта КА, по крайней мере, в течение пяти лет.

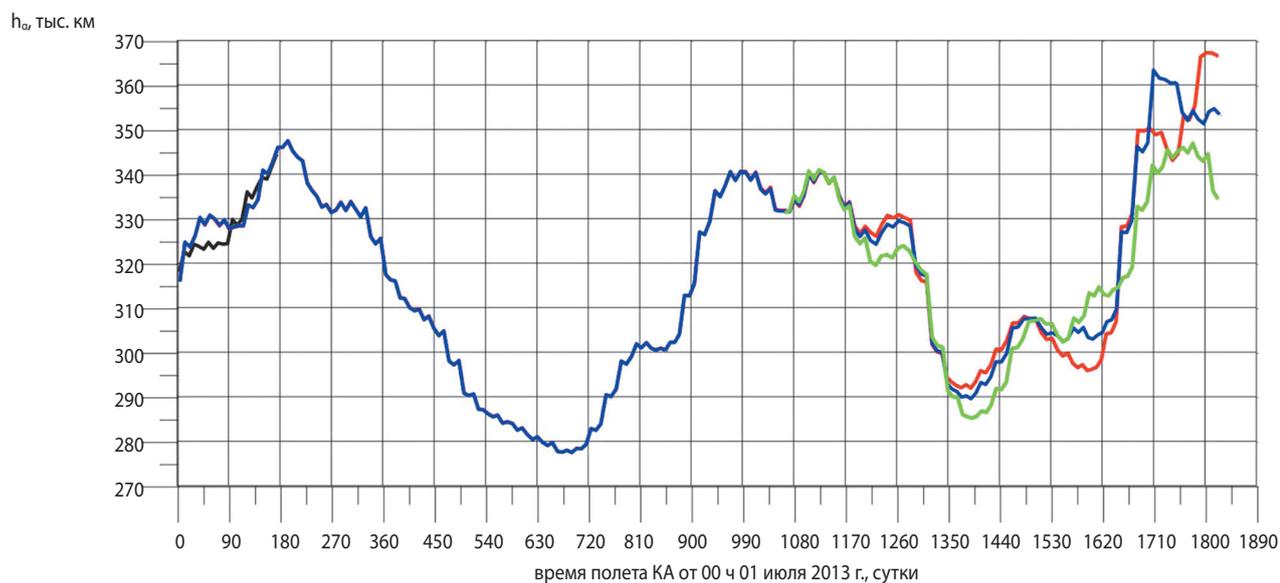
**таблица 4** – Время баллистического существования и интервалы затенения КА

номер траектории	0	1	2	3
$t_{ce}$	22.12.2013 08:04:29	>18.07.2021 12:00:00	>18.07.2021 12:00:00	>18.07.2021 12:00:00
$t_{zn}$	08.01.2013 22:04:19	21.01.2017 03:40:20	20.01.2017 22:39:01	19.01.2019 13:56:56
$\delta t_3$ , часы	5.69	5.15	4.34	4.73
$t_{азн}$	08.01.2013 23:05:35	нет, $K_{Tmax} K_{Tmax}=0.83$	нет, $K_{Tmax} K_{Tmax}=0.54$	нет, $K_{Tmax} K_{Tmax}=0.98$
$\delta t_{аз}$ , часы	3.63	нет	нет	нет

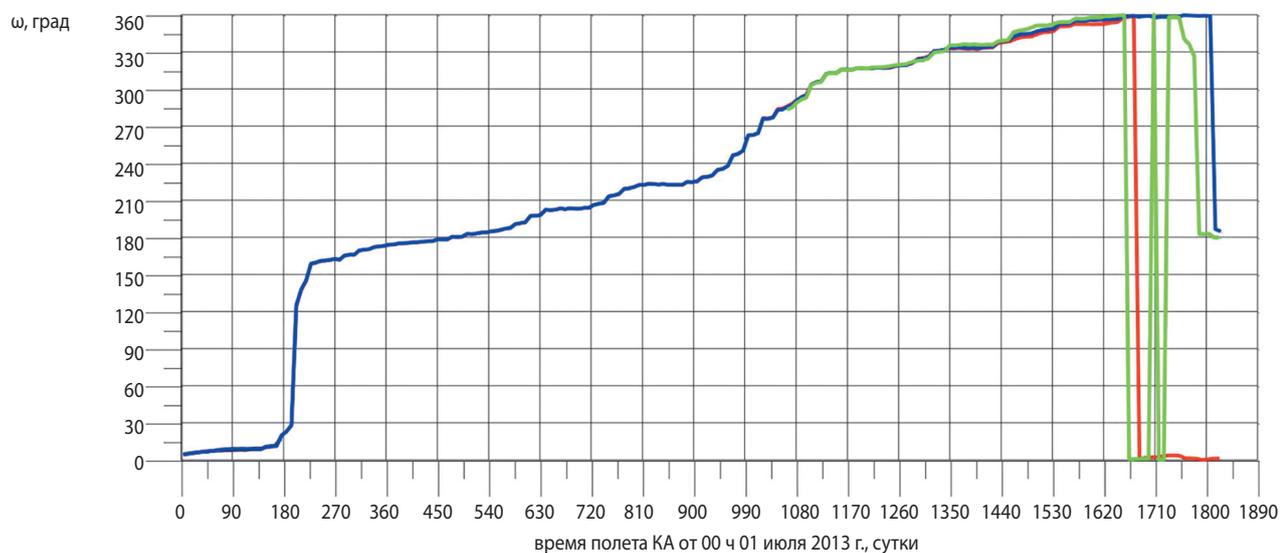
# БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ КА И ВЫПОЛНЕНИЯ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ПРОЕКТА «РАДИОАСТРОН». ПЯТЬ ЛЕТ ПОЛЁТА



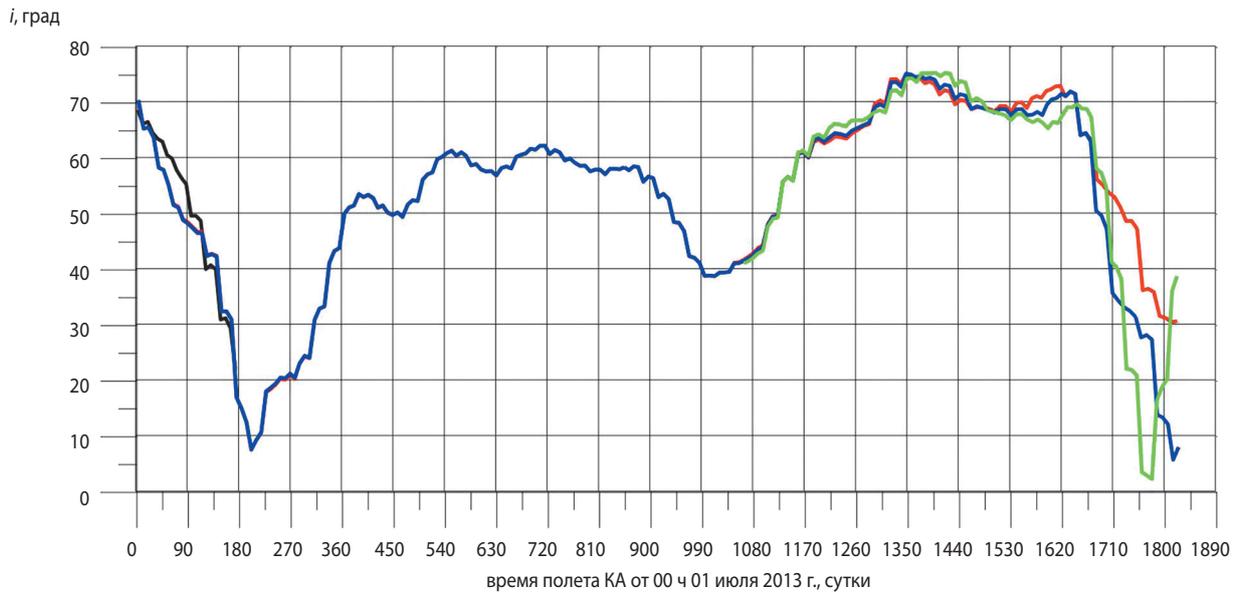
**рисунок 4.** Эволюция высоты КА в перигее орбиты



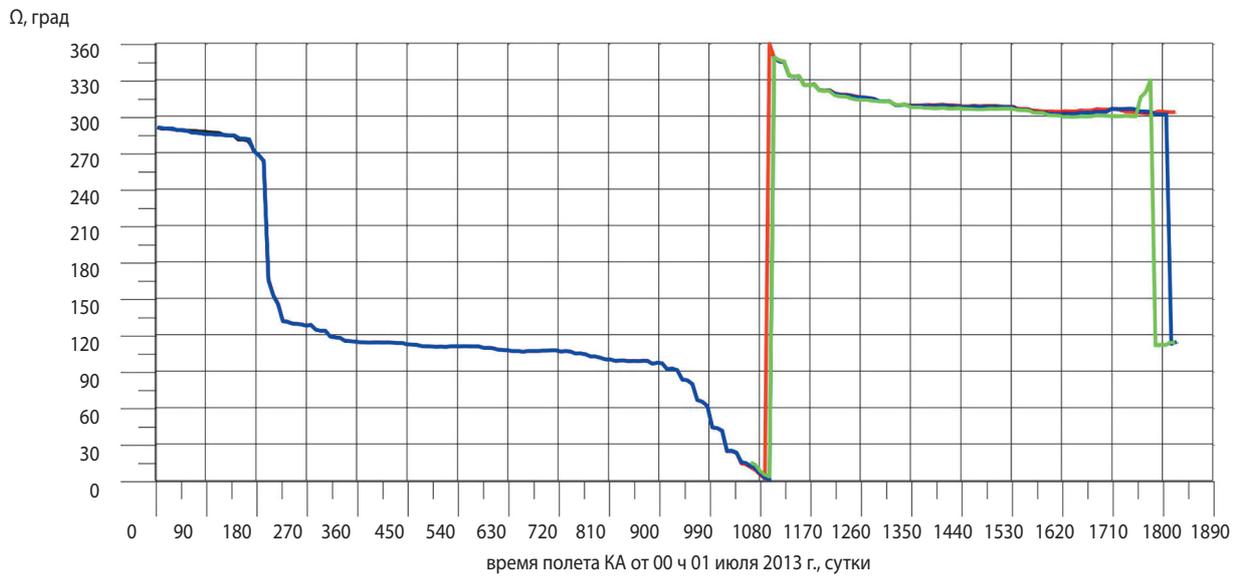
**рисунок 5.** Эволюция высоты КА в апогее орбиты



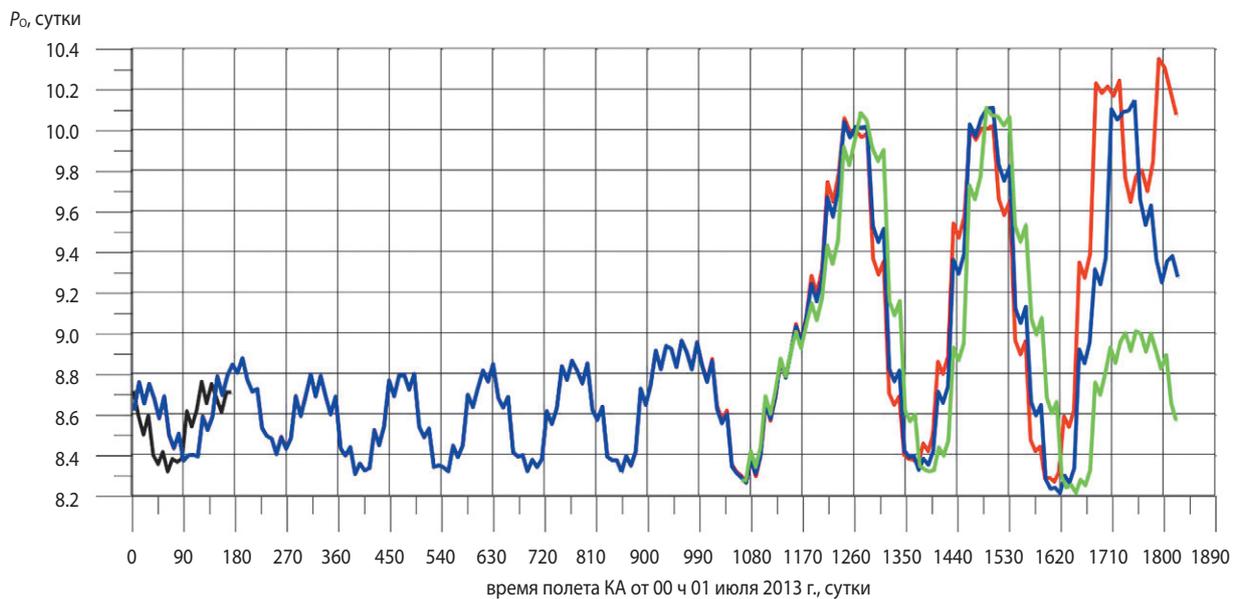
**рисунок 6.** Эволюция аргумента широты перигея орбиты КА



**рисунок 7.** Эволюция наклонения орбиты КА

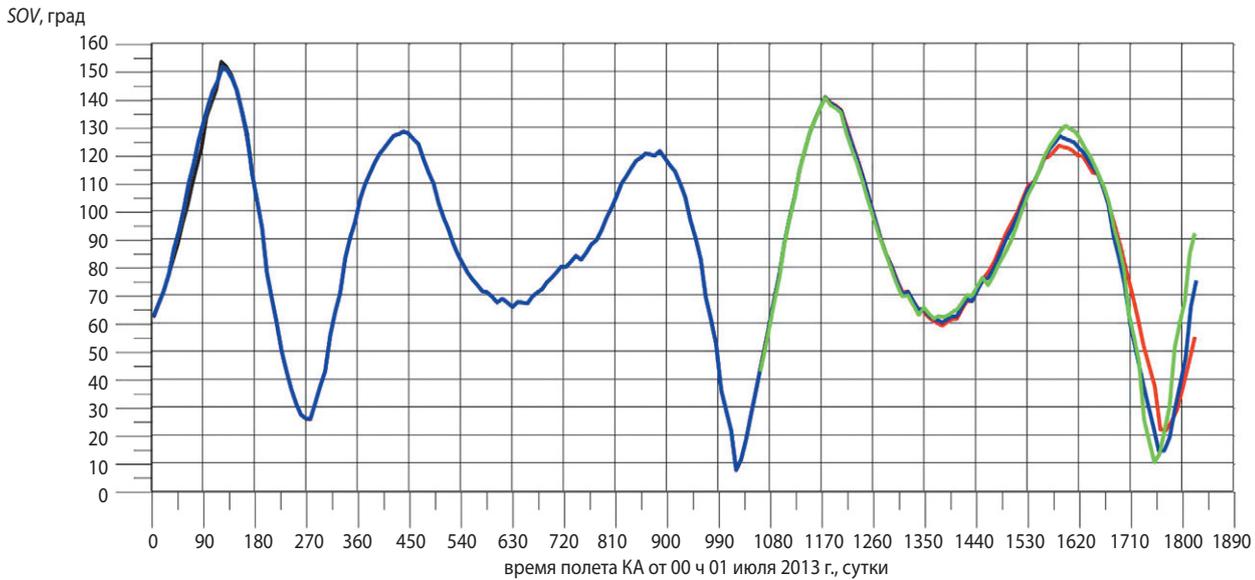


**рисунок 8.** Эволюция долготы восходящего узла орбиты КА

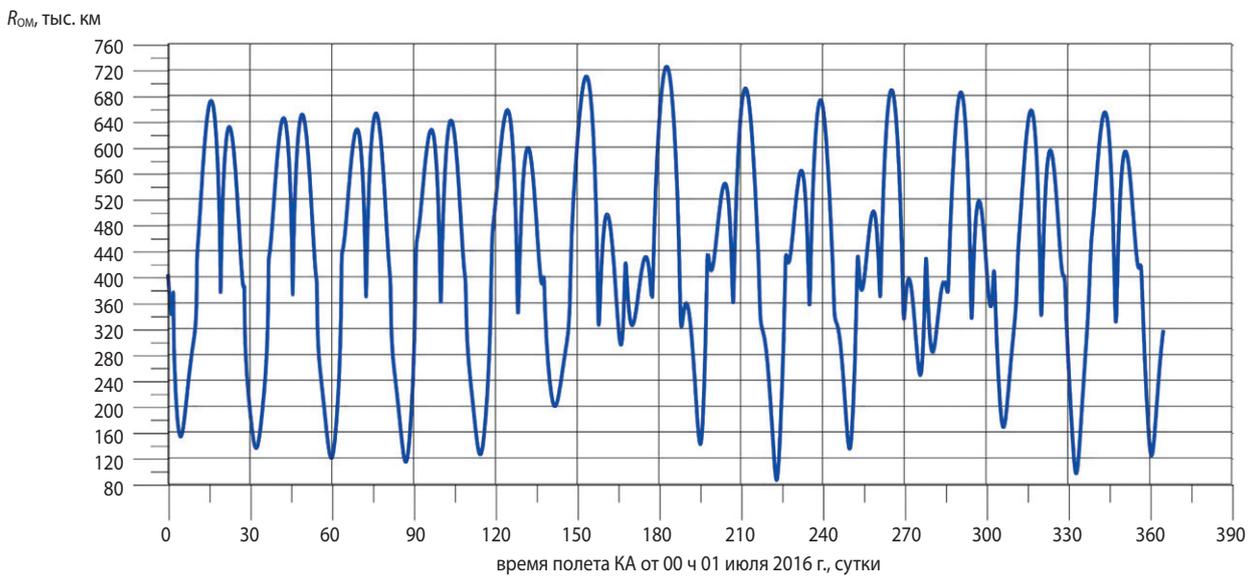


**рисунок 9.** Эволюция периода орбиты КА

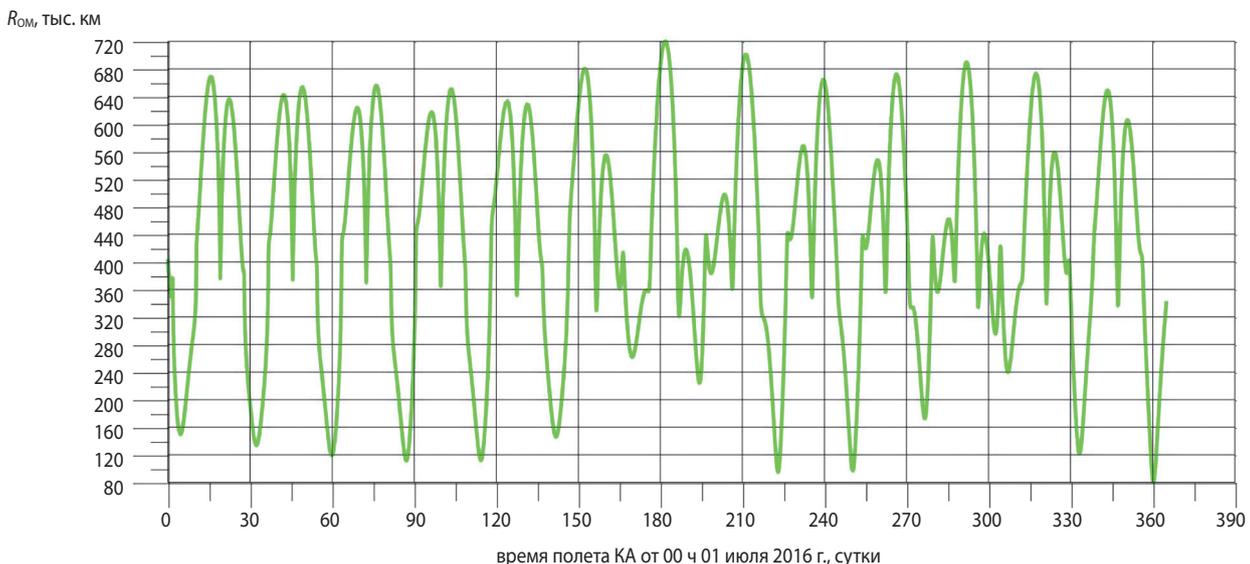
**БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ КА И ВЫПОЛНЕНИЯ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ПРОЕКТА «РАДИОАСТРОН». ПЯТЬ ЛЕТ ПОЛЁТА**



**рисунок 10.** Изменение, с течением времени, угла между скоростью КА в перигее орбиты и направлением с КА на ЦМ Солнца



**рисунок 11.** Зависимость расстояния КА от ЦМ Луны при его движении по траектории, уточнённой непосредственно после реализации коррекции



**рисунок 12.** Зависимость расстояния КА от ЦМ Луны при его движении по текущей траектории, уточнённой в конце мая 2016 года

Графики на рисунках 4–10 и данные таблицы 5 показывают, что параметры, характеризующие траектории 2 и 3, начиная со второй половины 2016 года заметно различаются. В таблице 5 приведены значения минимальной высоты ( $h_{\min}$ ) КА над поверхностью Земли и момента времени ( $t_{\min}$ ) достижения им этой высоты. Указанная разница траекторий 2 и 3 объясняется тем, что после тесного сближения с Землёй КА – даже при незначительном отклонении подлётных (к Земле) его траекторий – различным образом неоднократно сближается с Луной. На рисунках 11–12 представлены графики зависимости от времени полёта КА его расстояния ( $R_{\text{ОМ}}$ ) от ЦМ Луны. Сближение КА с Луной достигает 80 тыс. км, и гравитационное влияние Луны на изменение движения КА по орбите становится весьма заметным, что может, вообще говоря, потребовать коррекции его траектории в ближайшие один – два года, после завершения первого полугодия 2017 года.

**таблица 5** – Минимальная высота полёта КА и время её достижения

номер траектории	2	3
$h_{\min}$ , км	658	834
$t_{\min}$	24.06.2016 12:12:25	24.06.2016 07:27:46

## заключение

Работа по баллистико-навигационному обеспечению полёта КА «СПЕКТР-Р» продолжается. В ходе полёта была успешно проведена коррекция орбиты аппарата, обеспечившая перевод КА на траекторию, для которой выполняются предписанные условия полёта КА, по крайней мере, в течение пяти лет. Успешно выполняется программа научных экспериментов, при этом обеспечение необходимой точности определения параметров движения потребовало разработки принципиально новых алгоритмов обработки информации, включающей как внешнетраекторные измерения, так и данные бортовой телеметрии.

## список литературы

- Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космические исследования. 1963. Т. 1, вып. 1. С. 5-50.
- ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. Введ. 2004-03-09. М.: Национальный стандарт РФ, 2004. 28 с.
- Гордиенко Е.С., Ильин И.С. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полёта малых космических аппаратов «ЗОНД-ПП» и «РЭЛЕК» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2 (32). С. 31-43.
- Заславский Г.С., Захваткин М.В., Ильин И.С., Корянов В.В. и др. Баллистико-навигационное обеспе-

чение полёта космического аппарата «СПЕКТР-Р» // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 15-29.

Заславский Г.С., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др. Коррекция траектории движения космического аппарата СПЕКТР-Р // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 387-398.

Захваткин М.В. Определение и прогнозирование параметров движения космического аппарата с учётом возмущений, вызванных работой бортовых систем // Препринт ИПМ. 2014. № 45. С. 1-30.

Захваткин М.В., Пономарев Ю.Н., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др. Навигационное обеспечение научной миссии «РАДИОАСТРОН» // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 376-386.

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Ковалев Ю.Ю., Попов М.В. и др. «РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения ранней научной программы исследований объектов Вселенной со сверхвысоким угловым разрешением // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3 (24). С. 4-11.

Молотов И.Е., Аганов В.М. и др. Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений // Известия ГАО РАН. 2009. № 1. С. 233-248.

Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса / Под ред. Е.П. Молотова, А.Г. Тучина. М.: Радиотехника, 2016. 231 с.

Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Под ред. Г.Н. Дубошина. М.: Наука, 1976. 864 с.

Duev D.A., Zakhvatkin M.V., Stepanyants V.A., Molera G. Calves et al. RadioAstron as a target and as an instrument: Enhancing the Space VLBI mission's scientific output // Astronomy & Astrophysics. 2015. V. 573. A99.

Eanes R., Schutz B., Tapley B. Earth and Ocean Tide Effects on Lageos and Starlette // Proc. of the Ninth International Symp on Earth Tides. 1983. P. 239-250.

Estabrook F.B. Post-Newtonian n-BODY Equations of the Brans-Dicke Theory // Astrophysical journal. 1969. V. 158, № 1. P. 81-83. DOI: 10.1086/150172.

Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421 // Interplanetary Network Progress Report. 2009. V. C1. P. 42-178.

Knocke P.C., Ries J.C., Tapley B.D. Earth radiation pressure effects on satellites // Proceedings of American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA Paper). 1988. № 88-4292-CP.P. 577-587.

Lemoine F.G., Kenyon S.C., Factor J.K., Trimmer R.G. et al. The Development of the Joint NASA GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96 // NASA TP/1998-206861, NASA Goddard Space Flight Center. July 1998. 575 p.

Статья поступила в редакцию 22.06.2016 г.