

## УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ СВЯЗИ «ЯМАЛ-201» И «ЯМАЛ-202» ПО СИГНАЛАМ БОРТОВОГО РЕТРАНСЛЯЦИОННОГО КОМПЛЕКСА

© 2024 г. Ю. Р. Банит<sup>1,\*</sup>, Д. Н. Севастьянов<sup>1</sup>, М. Ю. Беляев<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Газпром космические системы», Щёлково, Россия

<sup>2</sup>ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Московская обл., Россия

<sup>3</sup>Мытищинский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

\*banit@gazprom-spacesystems.ru

Поступила в редакцию 15.09.2023 г.

После доработки 27.10.2023 г.

Принята к публикации 30.10.2023 г.

Геостационарные спутники связи «Ямал-201» и «Ямал-202» были выведены на орбиту 24.XI.2003. Работа спутника «Ямал-202» продолжается уже более 20 лет. Успешной эксплуатации спутников этого типа (даже в условиях выхода из строя гироскопических измерителей угловой скорости — основных датчиков кинематического контура, а также ограничений в работе звездных датчиков и датчиков определения координат центра Земли) способствовала разработка режимов поддержания ориентации космических аппаратов (КА) с коррекцией от специального аппаратно-программного комплекса, использующего, в том числе, и сигналы земных станций спутниковой связи пользователей частотного ресурса КА. В статье рассмотрено решение задачи управления ориентацией спутников как в полуавтоматическом режиме, когда расчет и выдача на борт управляющих сигналов выполнялась с рабочего места оператора центра управления полетами (ЦУП), так и в автоматическом режиме, когда на борт передавались рассчитанные значения параметров углового движения спутника, по которым на борту рассчитывались необходимые управляющие воздействия для управления угловым движением КА.

DOI: 10.31857/S0023420624050125, EDN: IGUKNS

### ВВЕДЕНИЕ

Важное место в обеспечении связи с абонентами в любой точке земного шара играют космические аппараты (КА) на геостационарных орбитах (ГСО) [1, 2]. Ежегодно с начала 2000 г. на ГСО запускались 15–30 связных КА [2]. С одной стороны это вызвано острой необходимостью обеспечения оперативной связи при решении различных национальных задач для всех стран мира, а с другой стороны — с периодическим выводом из эксплуатации используемых КА [2]. Связные КА, расположенные на ГСО, важны, например, для эффективного управления полетом космических аппаратов различного назначения, в том числе и пилотируемых орбитальных станций [3]. Для нашей страны актуальной задачей является также обеспечение бесперебойной, надежной связью добывающих

предприятий, расположенных в малонаселенных и малоосвоенных районах Крайнего Севера [4]. Телекоммуникационный и информационный ресурс в районах Крайнего Севера практически полностью обеспечивается ФГУП «Космическая связь» (КА «Экспресс») и АО «Газпром космические системы» (КА «Ямал»).

Космические аппараты «Ямал-201» и «Ямал-202» создавались в интересах ПАО «Газпром» для обеспечения связью вахтовых поселков рядом с газонефтяными месторождениями России, а также для ретрансляции телевизионных сигналов и организации каналов связи с мест для мероприятий с участием первых лиц государства — проведения видеоконференций, доступа в интернет [5, 6]. Спутники были выведены 24.XI.2003 ракетой «Протон» на промежуточную орбиту, а затем с помощью собственных

двигательных установок приведены в рабочие позиции  $49^\circ$  в.д. (КА «Ямал-202») и  $90^\circ$  в.д. (КА «Ямал-201») на геостационарной орбите.

Выход из строя гироскопических измерителей вектора угловой скорости (основных датчиков кинематического контура), ограничения в работе звездных датчиков (ЗД) при воздействии потока заряженных частиц во время солнечных вспышек, датчиков определения координат центра Земли в окрестности местной полуночи привели к необходимости разработки резервных режимов ориентации спутников.

Для управления ориентацией КА в условиях отсутствия измерений штатных датчиков ориентации оперативно были разработаны методы, основанные на прогнозировании углового движения КА. При этом были использованы

результаты технических экспериментов «Тензор», «Среда-МКС», выполненных на *Международной космической станции* [7, 8]. Для управления на длительных временных интервалах полета был разработан режим «Прогноз», в котором управление осуществляется по прогнозу изменения кинетического момента КА [9–12]. Длительность поддержания штатной ориентации в этом режиме зависит от точности определения различных параметров — начальных значений суммарного кинетического момента спутника, действующих на него возмущающих моментов, погрешности установки маховиков и погрешности измерения их моментов инерции. Наиболее существенное влияние на точность ориентации и, соответственно, длительность управления КА без негативного влияния на качество предоставляемых услуг оказывают первые две

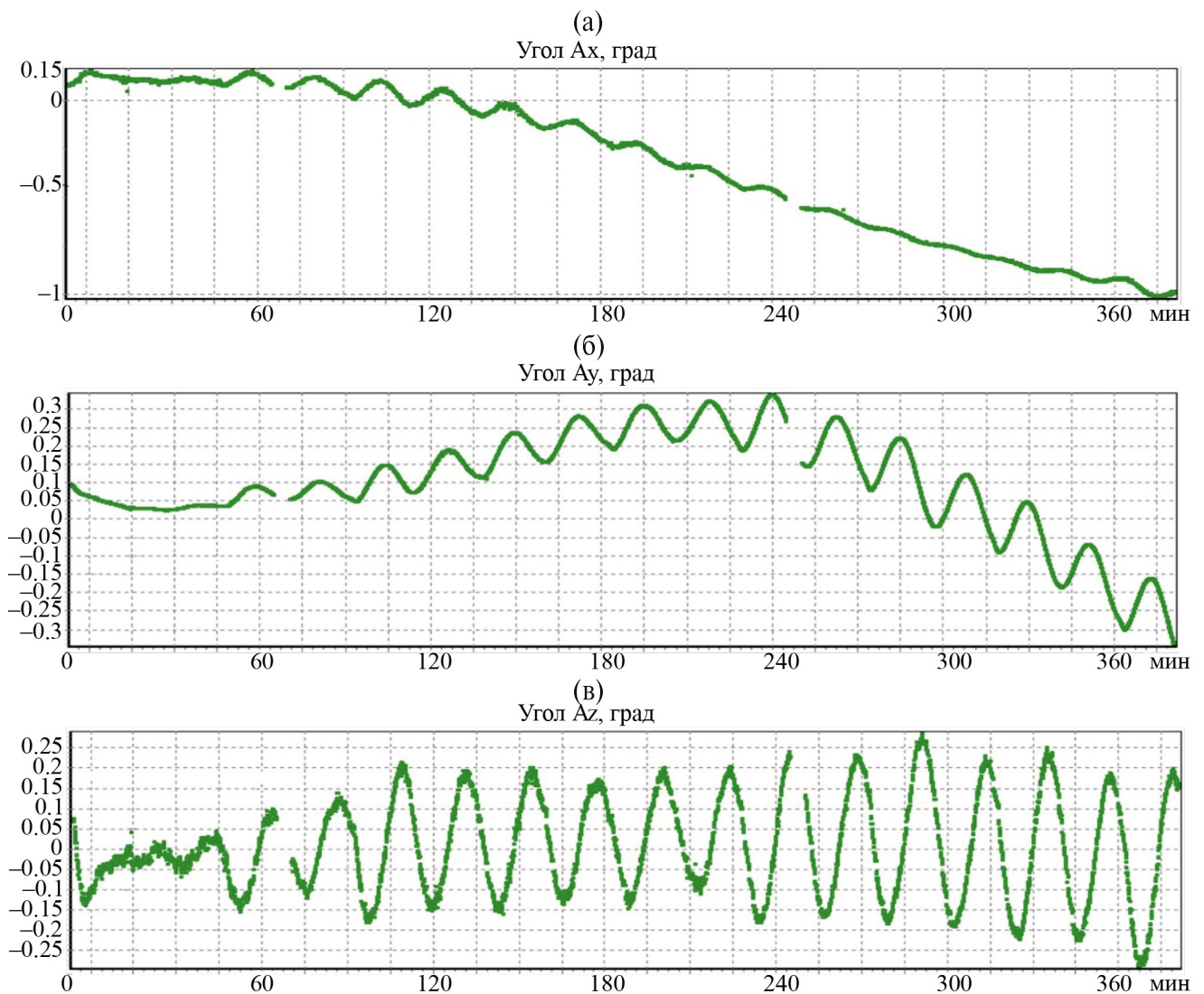


Рис. 1. Ориентация КА «Ямал-202» в режиме «Прогноз».

погрешности. Погрешность определения суммарного кинетического момента спутника приводит к появлению постоянно накапливающейся и периодической ошибок определения углов ориентации. Постоянная накапливающаяся ошибка обусловлена вращением спутника вокруг вектора суммарного кинетического момента. Величина периодической составляющей ошибки вокруг каждой оси обратно пропорциональна моменту инерции относительно этой оси и зависит от величин кинетических моментов маховиков и моментов инерции КА.

Опыт эксплуатации КА «Ямал» показывает, что, как правило, после 4 ч управления в режиме «Прогноз» погрешность ориентации превышала максимально допустимую величину  $0.3^\circ$  (рис. 1). Для управления в окрестности местной полноты, на интервалах кратковременного отсутствия измерений звездных датчиков из-за трудности опознавания звезд, прохождения теневых участков орбиты указанной длительности 4 ч полета достаточно.

Однако период отсутствия измерений от звездных датчиков (ЗД) длился иногда более суток. Происходило это неоднократно во время высокой солнечной активности, приводившей к повышению плотности потока заряженных частиц, влияющих на ПЗС-матрицы ЗД. Для управления в этом случае был разработан режим «Корректируемый прогноз» с периодической коррекцией ориентации по информации от всех доступных датчиков, включая информацию от разработанного аппаратно-программного комплекса (АПК) определения ориентации КА по измерениям сигналов бортового ретрансляционного комплекса (БРК), передаваемых от земных станций спутниковой связи (ЗССС) пользователей частотного ресурса. В настоящей статье описываются основные принципы построения такого АПК.

## 1. СТРУКТУРА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

Аппаратно-программный комплекс представляет собой совокупность технических и программных средств, позволяющих решать задачи определения и управления ориентацией космических аппаратов без использования штатных датчиков ориентации системы управления движением и навигации (СУДН).

С помощью АПК решается задача управления ориентацией спутника по прогнозу изменения суммарного кинетического момента КА

(режим «Прогноз»). Разработано два варианта управления:

1. Управление без коррекции ориентации с использованием информации от внешних источников. В этом режиме выполняется задача оценки начальных значений кинематических параметров и последующее управление ориентацией по изменению кинетического момента маховиков.

2. Управление с регулярной коррекцией ориентации по показаниям штатных датчиков СУДН (звездного датчика, датчика определения координат центра Земли (БОКЦ), солнечного датчика (БОКС)) или системы определения ориентации по сигналам БРК.

В первом варианте измерения от штатных датчиков ориентации и маховиков используются для начальной выставки ориентации и угловой скорости КА. Последующее управление ориентацией выполняется бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) по прогнозу изменения кинетического момента КА. При этом БЦВМ управляет изменением угловой скорости маховиков таким образом, чтобы суммарный кинетический момент КА в абсолютной системе координат оставался таким, каким он был сформирован по результатам начальной выставки. В процессе решения указанной задачи выполняются:

- определение внешних возмущающих моментов, действующих на спутник;
- определение начальной ориентации КА с использованием оптических датчиков;
- определение кинетического момента КА;
- фильтрация значений кинетического момента;
- моделирование кинетического момента КА в реальном времени с учетом внешних возмущающих моментов;
- расчет вектора требуемого управляющего момента;
- передача значений требуемого управляющего момента в БЦВМ для последующего формирования ею команды на маховики с целью коррекции ориентации КА.

Во втором варианте управления ориентацией КА в режиме «Прогноз» выполняется регулярная корректировка ориентации и угловой скорости спутника из центра управления полетом (ЦУП) по измерениям этих величин штатными датчиками СУДН (при наличии таких измерений) или по оценкам углов ориентации и угловых

скоростей, рассчитанных после соответствующей обработки принимаемых от бортового ретрансляционного комплекса сигналов. При этом решаются следующие задачи:

- прием сигналов БРК КА;
- сканирование заданного частотного диапазона для определения уровней сигналов потребителей;
- обработка полученных значений и расчет углов ориентации КА;
- передача значений рассчитанных углов ориентации в БЦВМ для последующего формирования ею команды на маховики с целью коррекции ориентации и угловой скорости КА;
- контроль управления ориентацией КА.

Для реализации описываемого способа управления ориентацией используются:

- передающие земные станции спутниковой связи, выбираемые на основании критериев, описанных далее;
- бортовой радиотехнический комплекс КА, ретранслирующий сигналы ЗССС;
- приёмная центральная земная станция спутниковой связи (ЦЗССС), которая принимает сигналы от БРК;
- земная станция служебного канала управления (ЗС СКУ), предназначенная для получения необходимой для расчетов телеметрической информации от спутника и передачи на борт управляющих сигналов;
- программно-аппаратный комплекс, предназначенный для обработки принятых ЦЗССС сигналов, расчёта кинематических параметров КА и управляющих воздействий.

Принимаемая земной станцией служебного канала управления телеметрическая информация от спутника через автоматизированное рабочее место (АРМ) управления поступает в АРМ определения кинематических параметров спутника (АРМ КП), где она обрабатывается специальным программным обеспечением. Через центральную земную станцию спутниковой связи принимаются ретранслированные сигналы БРК, которые сканируются анализатором сигналов. После предварительной обработки эта информация передается в АРМ КП, где проходит дополнительную обработку (выполняется фильтрация полученных сигналов, сглаживание и интерполирование / экстраполирование с заданным шагом на определенные моменты времени), выполняется оценка кинематических параметров спутника и расчет управляющих моментов, которые

должны быть реализованы маховиками для поддержания требуемой ориентации.

В качестве ЗССС можно использовать штатные станции потребителей радиочастотного ресурса КА, подающие на спутник сигнал. Для КА типа «Ямал» количество таких станций составляет несколько сотен. Доработка станций, изменение их характеристик при этом не требуется. Единственное требуемое условие — отсутствие автоматической регулировки мощности сигнала.

На начальном этапе выбираются передающие ЗССС потребителей частотного ресурса, расположенные как можно ближе к краю диаграммы направленности антенн БРК КА. Сигналы потребителей частотного ресурса передаются на КА для последующей их ретрансляции. В ЦУП установлена ЦЗССС, принимающая ретранслированные сигналы передающих ЗССС. Сигналы, принятые ЦЗССС, передаются в аппаратно-программный комплекс, основным элементом которого является анализатор спектра. Работая по сформированному для него заданию, АПК выбирает из всего спектра сигналов, ретранслируемых БРК, только те, которые были выбраны на подготовительном этапе и передаёт их характеристики на сервер. На сервере осуществляется окончательная обработка сигналов, их архивирование и передача величин мощности каждого выбранного сигнала для расчётов кинематических параметров на автоматизированное рабочее место, в котором производится расчет ориентации КА и управляющих моментов для парирования отклонений от штатной ориентации. Рассчитанные углы ориентации (или управляющие моменты) передаются на АРМ управления КА для передачи их на КА через земную станцию служебного канала управления.

## 2. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ СИГНАЛОВ БРК

Определение ориентации спутника выполняется по анализу изменения мощности принимаемых сигналов. Основные требования к сигналам передающих станций следующие:

- стабильность сигнала. На больших временных интервалах сигнал должен меняться несущественно при штатной ориентации спутника, или его изменение предсказуемо и, следовательно, может быть описано с помощью каких-либо математических функций;

- изменение сигнала, вызванное разворотом КА, должно описываться линейной функцией (по крайней мере, при разворотах в пределах  $0.5^\circ$ , что достаточно, учитывая требования по точности ориентации);

- сигналы, выбираемые для оценки углов ориентации по крену, должны меняться в большей степени при развороте по крену и в меньшей степени по тангажу и рысканию. Аналогично сигналы, выбираемые для оценки угла тангажа, должны меняться в большей степени при развороте по тангажу и в меньшей степени по крену и рысканию и т.д.

Для поиска сигналов, удовлетворяющих перечисленным выше требованиям, последовательно выполнялись развороты КА по каналам крена, тангажа и рыскания.

На рис. 2 и 3 для примера показано влияние изменения уровней выбранных сигналов на отклонение от штатной ориентации КА по осям  $Y$  (крен) и  $Z$  (тангаж) соответственно.

Следует отметить, что расчет углов ориентации в процессе управления выполнялся по всем трем каналам. Однако управление по каналу рыскания отличалось от управления по каналам тангажа и крена. Разворот спутника по рысканию существенно в меньшей степени влияет на изменение принимаемых земными станциями сигналов. Анализ влияния показал, что разворот КА на  $1.5^\circ$  приводил к изменению сигналов на величину около  $0.4\text{--}0.5$  Дб. Поэтому расчеты при малых значениях углов разворота спутника могли приводить к ошибкам в определении угла рыскания, вплоть до знака направления разворота. С учётом этого обстоятельства, управление выполнялось, прежде всего, по каналам крена и тангажа. Только при достижении расчетных углов рыскания величин близких к  $1^\circ$  выполнялось управление по этому каналу для изменения направления разворота.

По результатам разворотов для выбранных сигналов определяются функциональные зависимости, описывающие их изменение в зависимости от углов ориентации спутника:

$$\Delta P_i = a_{i1}\lambda_x + a_{i2}\lambda_y + a_{i3}\lambda_z, \quad (1)$$

где  $i$  — номер сигнала,  $i = 1, \dots, N$ ;  $N$  — количество используемых ЗССС, причём в процессе полёта берётся  $N = 20 \dots 30$ ;  $a_{i1}, a_{i2}, a_{i3}$  — коэффициенты, характеризующие изменение  $i$ -го сигнала при развороте КА вокруг осей рыскания, крена, тангажа, соответственно;  $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$  — углы разворота

спутника вокруг осей рыскания, крена, тангажа, соответственно.

В общем случае коэффициенты  $a_{i1}, a_{i2}, a_{i3}$  имеют разные значения при направлении и являются функциями углов разворота. Поэтому первый шаг решения — определение наиболее вероятного направления разворота по каждому из каналов управления. Таким образом, выполняется определение области поиска решения, и находятся коэффициенты системы уравнений (1), которые, вообще говоря, являются функциями углов, но при малых углах разворота можно считать их константами.

В матричном виде система уравнений, описывающих изменение сигналов при развороте спутника, имеет вид

$$A\Lambda = \Delta P, \quad (2)$$

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & a_{N3} \end{pmatrix},$$

$$\Lambda = (\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z),$$

$$\Delta P = (\Delta p_1, \Delta p_2, \dots, \Delta p_N)^T,$$

где  $A$  — матрица коэффициентов системы уравнений;  $\Lambda$  — подлежащий определению вектор углов разворота спутника;  $\Delta P$  — вектор изменения сигналов БРК, элементы которого получаются из сравнения текущего значения мощности сигнала с его эталонным значением, определенным в начале оценки как осреднённое значение мощности каждого сигнала при штатной ориентации спутника (значения углов ориентации близки к нулю).

Число равенств в системе (1) превышает количество неизвестных, поэтому они не могут выполняться одновременно в точном смысле. Искомые углы  $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$  определяются так, чтобы равенства (1) или (2) выполнялись с минимальной среднеквадратичной погрешностью

$$(A\Lambda - \Delta P)^T (A\Lambda - \Delta P) / N.$$

При решении задачи вводятся следующие ограничения:

- ориентация спутника в начале решения задачи оценки углов крена, тангажа и рыскания соответствует штатной ориентации;
- управление ориентацией строится таким образом, чтобы обеспечить величины углов менее  $0.4^\circ$ , что позволит оставаться в линейной

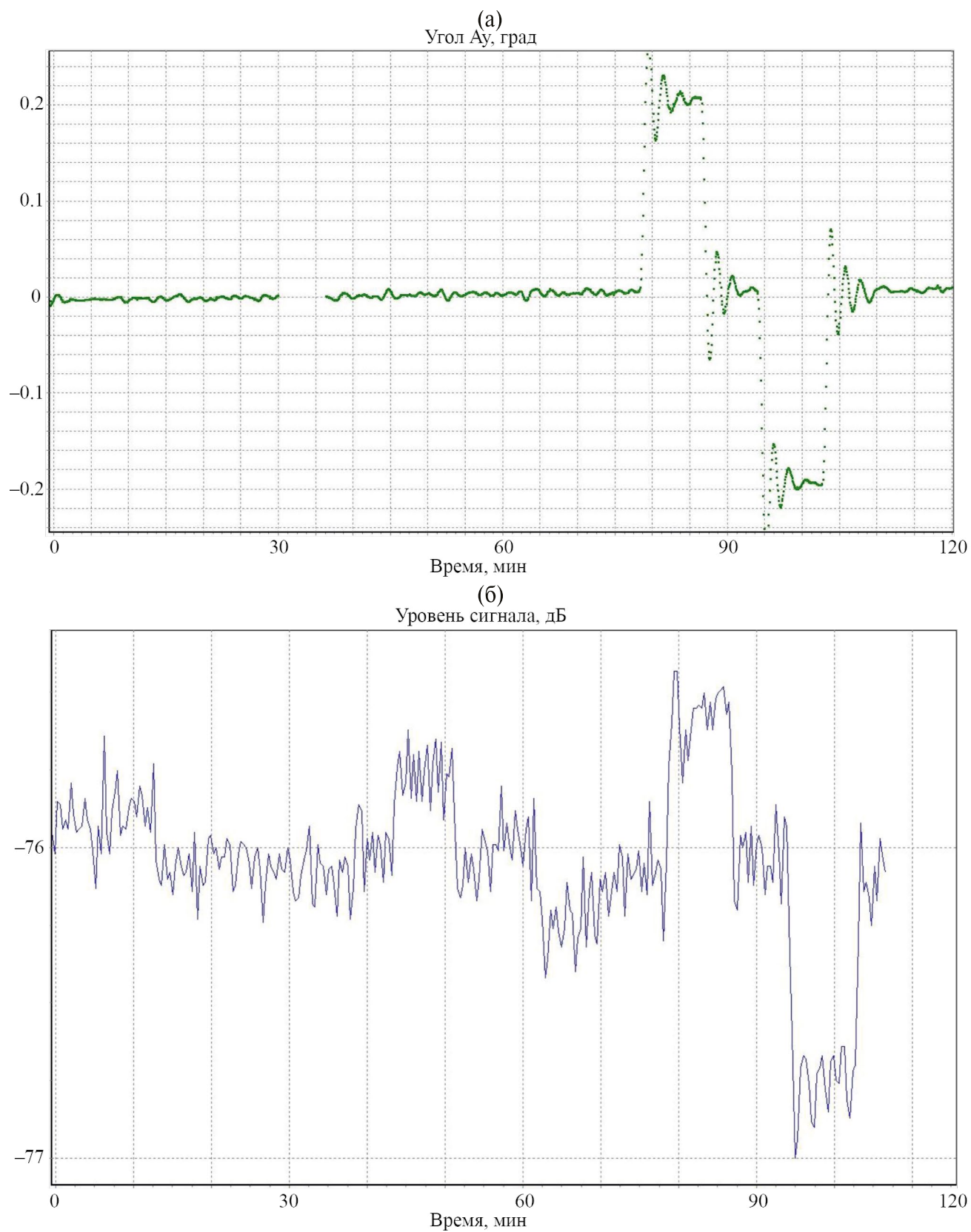


Рис. 2.



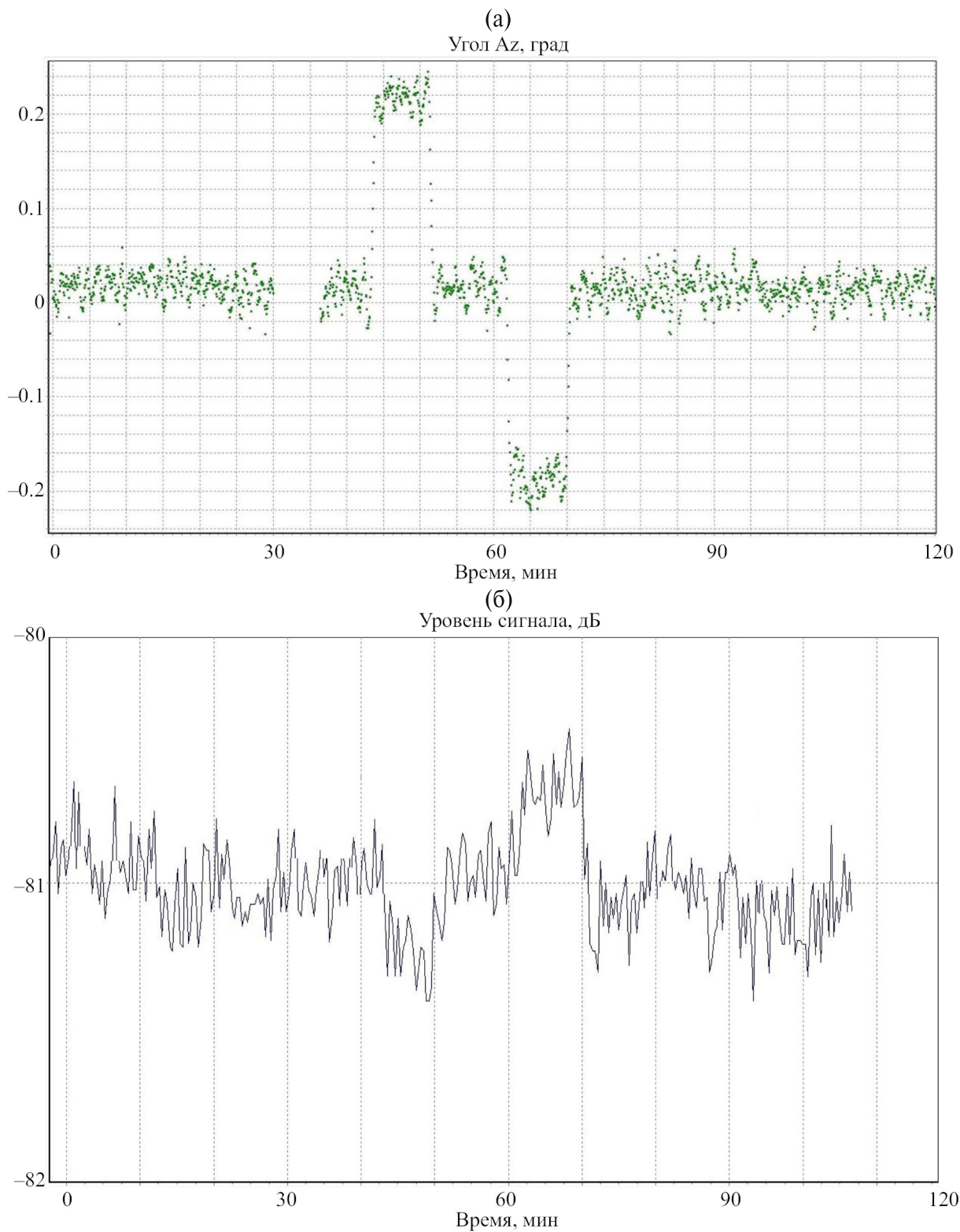


Рис. 3.

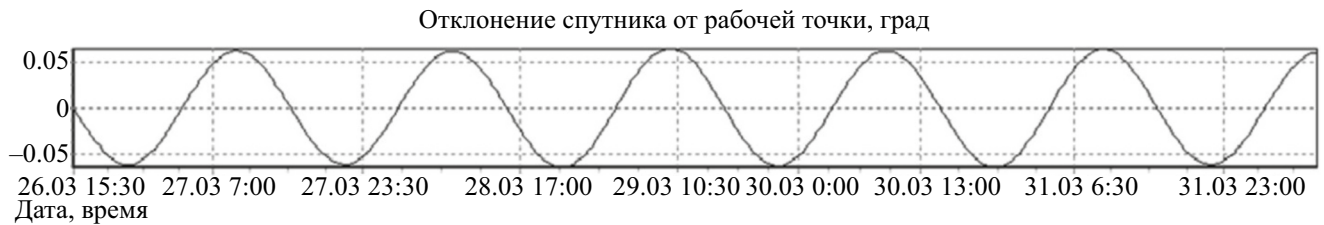


Рис. 4.

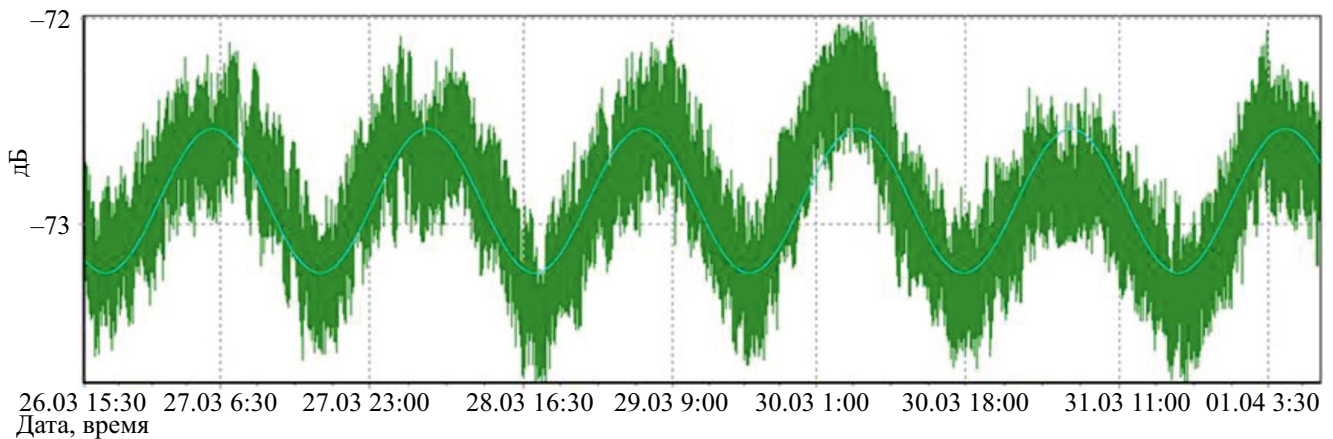


Рис. 5.

части зависимости изменения мощности от углов разворота спутника и, тем самым, повысить точность получаемых оценок при развороте КА.

### 3. УЧЁТ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В процессе исследований была выявлена зависимость мощности сигналов от положения КА на орбите. Степень зависимости для разных сигналов различна, но некоторые довольно чувствительны даже к небольшому движению спутника относительно рабочей точки (не более  $0.05^\circ$ ) — рис. 4.

Рисунки 4 и 5 иллюстрируют зависимость мощности сигнала от наклонения орбиты. Средняя амплитуда колебаний составляет 0.35 дБ, что для этого сигнала соответствует развороту КА на  $0.3^\circ$ .

Для исключения систематической составляющей ошибки определения ориентации спутника, вызванной изменением сигнала в результате орбитального движения, формируются функции, учитывающие это изменение. Приближение к сигналам БРК производится для гармонической функции:

$$F = A \cos(\omega t + \varphi) + h, \quad (3)$$

где  $A$  — амплитуда сигнала;  $\omega$  — круговая частота;  $\varphi$  — начальная фаза;  $h$  — смещение сигнала;  $\omega = 2\pi/p$ , где  $p$  — период, определяемый по баллистической информации. Определяемые параметры:  $A$ ,  $\varphi$ ,  $h$ .

Функция (3) эквивалентна следующей функции:

$$F = a_1 \cos(\omega t) + a_2 \sin(\omega t) + h. \quad (4)$$

В отличие от равенства (3), определяемые параметры ( $h$ ,  $a_1$ ,  $a_2$ ) входят в функцию (4) линейно, поэтому функциональное приближение выполняется для равенства (4) и затем определяются параметры  $A$  и  $\varphi$ :

$$A = \sqrt{a_1^2 + a_2^2}$$

$$\cos(\varphi) = \frac{a_1}{A}, \quad \sin(\varphi) = \frac{a_2}{A}.$$

Поиск параметров осуществляется по методу наименьших квадратов, для чего минимизируется невязка:

$$\delta(h, a_1, a_2) = \sum (F_i - S_i)^2, \quad (5)$$

где  $S_i$  — сигнал БРК в момент времени  $t_i$ ,  $F_i = F(t_i)$ .

Раскрытие формулы (5) приводит к системе из трех уравнений, линейных относительно определяемых параметров:



$$\begin{pmatrix} N & \sum \cos(\omega t_i) & \sum \sin(\omega t_i) \\ \sum \cos(\omega t_i) & \sum \cos^2(\omega t_i) & \sum \cos(\omega t_i) \sin(\omega t_i) \\ \sum \sin(\omega t_i) & \sum \cos(\omega t_i) \sin(\omega t_i) & \sum \sin^2(\omega t_i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} h \\ a_1 \\ a_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum S_i \\ \sum S_i \cos(\omega t_i) \\ \sum S_i \sin(\omega t_i) \end{pmatrix} \quad (6)$$

Суммирование в формуле (6) ведется по  $i$ , от  $i = 1$ , до  $i = N$ .

В формуле (6) под знак  $\sum$  входят только те  $S_i$ ,  $t_i$ , которые прошли через процедуру отбраковки:

$$|F_i - S_i| < 3\sigma,$$

где  $\sigma$  — среднеквадратичное отклонение измерений,  $\sigma^2 = \sum (F_i - S_i)^2 / N$ .

Анализ графиков (рис. 4 и 5) позволяет сделать вывод, что для получения в любой момент времени величины изменения сигнала, вызванной орбитальным движением КА, можно это изменение рассчитать от времени прохождения восходящего узла орбиты, т.е. отсчитывать от восходящего узла фазу  $\varphi$ . Поэтому везде подразумевается, что  $t_i$  — это  $(t_i - t_0)$ , где  $t_0$  — время прохождения восходящего узла орбиты.

Полученное описанным способом решение представлено на рис. 5 в виде кривой светло-зеленого цвета. Расчётные величины равны:  $A = 0.3489$ ,  $\varphi = -0.6178$ ,  $h = -72.8866$ , СКО = 0.1857, период равен 23.98 ч.

Для учёта указанного изменения сигнала необходимо в формуле (1) вместо  $\Delta P$  использовать величину  $\Delta P - A \cos(\omega t + \varphi)$ .

#### 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

Результаты расчёта ориентации спутника предлагаемым способом приведены на рис. 6, 7 и 8 маркерами тёмно-серого цвета. Маркеры зелёного, красного и синего цвета отображают углы ориентации, измеренные бортовыми датчиками.

Как правило, среднее значение углов отличается от указанных на величину, не превышающую  $0.1^\circ$ . Большие отличия могут быть при возникновении помехи на пути сигнала, например, из-за сильного дождя. Если на пути сигнала к спутнику действуют помехи, с помощью разработанных фильтров такой сигнал отбраковывается и в расчётах углов не участвует. Несколько сложнее задача при возникновении помехи на пути сигналов от КА к приёмной станции.

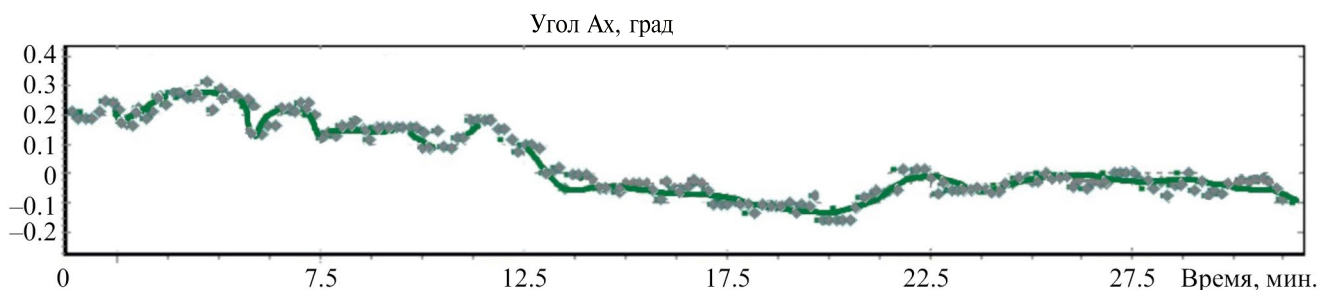


Рис. 6.

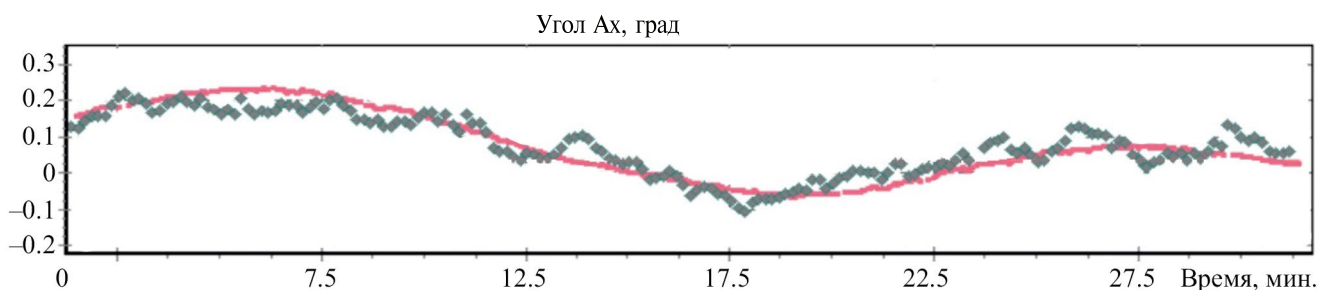


Рис. 7.

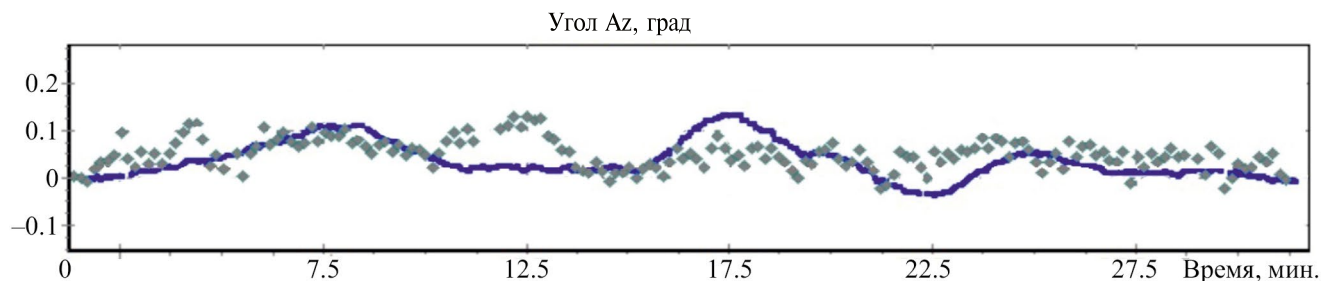


Рис. 8.

В этом случае изменение всех сигналов имеет один знак и близкие амплитуды, что позволяет построить фильтр и вовремя прекратить управление ориентацией по углам.

На этот же момент времени определяются значения мощности каждого сигнала, используемого для оценки ориентации. После начальной выставки внешняя информация об ориентации спутника больше не используется. Расчет ориентации осуществляется в ЦУП на АРМ «Прогноз» с последующей выдачей на КА.

Для начала использования метода (в целях коррекции) необходимы достоверные измерения углов ориентации, полученные от каких-либо датчиков ориентации, например, звездных. По этим углам выполняется начальная выставка режима.

Описанное решение задачи управления ориентацией спутников было реализовано как в полупараметрическом режиме, когда расчет и выдача на борт управляющих сигналов выполнялась с АРМ оператора ЦУП, так и в автоматическом режиме, когда на борт передавались рассчитанные значения параметров углового движения спутника, по которым БЦВМ рассчитывала необходимые управляющие воздействия для управления угловым движением КА. В процессе эксплуатации КА описанный способ управления применялся только на пассивных участках полета. Во время работы двигателей коррекции используются штатные датчики ориентации. Обусловлено это, прежде всего, относительно большими интервалами времени между измерениями уровня сигналов (10 с) в предложенном методе управления.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование режима «Прогноз» позволило обеспечить длительные сроки эксплуатации космических аппаратов «Ямал-201» и «Ямал-202».

Для КА «Ямал-201» этот режим использовался с 2011 г. и до завершения его эксплуатации в 2014 г., а для КА «Ямал-202» продолжает использоваться по настоящее время. До перевода КА «Ямал-202» в новую орбитальную позицию (163° в.д. в 2019 г.) управление ориентацией спутника большую часть времени выполнялось в режиме «Прогноз» с коррекцией по сигналам БРК, за исключением интервалов коррекции орбиты и неблагоприятных погодных условий на линии спутник – ЦЗССС. В новой орбитальной позиции имеется гораздо меньшее количество ЗССС пользователей для реализации режима. Кроме того, учитывая малое количество ксенона на борту спутника, выполняется только коррекция орбиты по долготе (как следствие, по состоянию на октябрь 2023 г. наклонение орбиты составляет 3.82°). Поэтому, в случае сбоев в работе звездных датчиков, КА переводится в режим «Прогноз» либо по команде оператора, либо автоматически — бортовым комплексом с использованием для начальной выставки и последующей коррекции ориентации измерений от других доступных бортовых датчиков ориентации.

Благодаря совместным разработкам РКК «Энергия» и АО «Газпром космические системы» КА «Ямал-202» продолжает успешно, в полном объеме, выполнять задачи обеспечения космической связью потребителей в России и за рубежом более двадцати лет, что можно расценивать как высокий результат не только для отечественной, но и мировой космонавтики.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тестоедов Н.А., Кузовников А.В. Перспективы и приоритеты развития информационных спутниковых систем // Исследования Наукограда. 2017. Т. 1. № 1(19). С. 7–10.
2. Чепурнов П.А., Петриченко А.В., Яковлев Р.С. и др. Анализ развития систем спутниковой связи ведущих зарубежных стран с космическими аппара-

- ратами на геостационарной орбите на период до 2025 года // *Информация и космос*. 2020. № 3. С. 34–41.
3. *Пантелеймонов И.Н.* Пути повышения эффективности системы управления полетом космического аппарата // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*. 2019. Т. 6. № 2. С. 80–89.
  4. *Гурлев И.В., Бородин В.А., Цыганов В.В.* Управление развитием информационно-телекоммуникационной инфраструктуры Сибири, дальнего Востока и Арктики // *ИТНОУ: Информационные технологии в науке, образовании и управлении*. 2019. № 2. С. 15–19.
  5. *Севастьянов Н.Н.* Спутники связи «Ямал» // *Аэрокосмический курьер*. 2000. № 1.
  6. *Севастьянов Н.Н.* Система спутниковой связи «Ямал»: состояние и перспективы развития // *Аэрокосмический курьер*. 2002. № 3.
  7. *Беляев М.Ю., Банит Ю.Р., Завалишин Д.А. и др.* Эксперимент «Тензор» по определению динамических характеристик МКС // *Тр. 38-х Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники»*. Казань: КГУ, 2004. С. 27–42.
  8. *Банит Ю.Р., Беляев М.Ю., Добринская Т.А. и др.* Определение тензора инерции Международной космической станции по телеметрической информации // *Косм. исслед.* 2005. Т. 43. № 2. С. 135–146.
  9. *Sevastianov N.N., Branets V.N., Belyaev M.Yu. et al.* Analysis of possibilities of the Jamal-200 control using motion mathematical model // *Proc. 14th Saint Petersburg International Conference of Integrated Navigation Systems*. Saint Petersburg, Russia. 2007. p. 196–203.
  10. Патент № 2761363 Российская Федерация. Способ управления ориентацией космического аппарата, снабженного бортовым ретрансляционным комплексом / *Ю.Р. Банит*; заявка № 2021106683; приоритет изобретения 15.03.2021; дата государственной регистрации 07.12.2021; срок действия исключительного права на изобретение истекает 15.03.2041.
  11. *Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Банит Ю.Р. и др.* Определение тензора инерции геостационарных спутников «Ямал» по телеметрической информации: Препринт – 17. М.: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2006. 26 с.
  12. *Севастьянов Н.Н., Таюрский Г.И., Банит Ю.Р. и др.* Управление ориентацией космических аппаратов «Ямал-200» по прогнозу изменения кинетического момента // *Тр. 46-х Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники»*. Калуга, Россия. Казань: Центр Оперативной Печати, 2012. С. 79–89.