

УДК 629.78.076.6:521.3
EDN RLLKBE

Д. Н. СЕВАСТЬЯНОВ, Ю. Р. БАНИТ, М. Ю. БЕЛЯЕВ

ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ОТРАБОТКЕ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРОГНОЗА УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИХ РЕЗУЛЬТАТОВ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ ГСС «ЯМАЛ»

24 ноября 2003 года были выведены на орбиту геостационарные спутники связи «Ямал-201» и «Ямал-202». Эксплуатация последнего продолжается уже более 20 лет. Ее успешность во многом обусловлена результатами научных и практических работ, выполненных в период полета отечественных орбитальных станций, а также некоторых технических экспериментов, проведенных на российском сегменте Международной космической станции, 25-летний юбилей запуска которой был отмечен в конце 2023 года.

В статье изложены результаты исследований, выполненных на орбитальных станциях, которые были использованы при управлении полетом спутников серии «Ямал» и способствовали длительному сроку их службы.

Ключевые слова: космические эксперименты, орбитальные станции, Международная космическая станция, динамические характеристики, ориентация КА, геостационарный спутник связи.

Введение

При решении целевых задач на орбите и для интерпретации результатов многих космических экспериментов (КЭ) требуется знать угловое положение применяемой научной аппаратуры (НА) в пространстве. Обычно относительно связанной с космическим аппаратом (КА) осей оно известно, поэтому необходимо определить угловое положение КА. С этой целью использовались измерения магнитометров, солнечных и звездных датчиков и других приборов.

Для контроля ориентации в состав телеметрических систем орбитальных станций (ОС) «Салют», орбитального комплекса (ОК) «Мир», российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) также входили такие датчики.

При расчете углового движения КА используются локальные методы контроля ориентации и интегральные статистические алгоритмы, основанные на математи-

Севастьянов Дмитрий Николаевич. Кандидат технических наук, генеральный директор, АО «Газпром космические системы» (Москва).

Банит Юрий Романович. Кандидат технических наук, главный инженер, заместитель генерального директора, АО «Газпром космические системы».

Беляев Михаил Юрьевич. Доктор технических наук, профессор, руководитель космических экспериментов на МКС «Тензор», «Среда-МКС», «Вектор-Т», «Ураган», «Сценарий» и др., ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева; заведующий кафедрой систем автоматического управления космического факультета, МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана (г. Мытищи, Московская обл.). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Статья по пленарному докладу на XXXI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2024.

ческой модели движения КА относительно его центра масс. В процессе обработки измерительной информации с помощью таких алгоритмов обычно не только восстанавливается угловое движение КА, но и уточняются параметры, входящие в используемую математическую модель движения: тензор инерции КА, параметры действующего на КА аэродинамического момента и т.д.

Разработанные для орбитальных станций методы и практические алгоритмы позволили значительно расширить возможности интерпретации научных измерений, полученных исследовательской аппаратурой на неориентированных участках полета ОС «Салют-4», «Салют-6» и «Салют-7». Благодаря технологии уточнения математических моделей (ММ) углового движения ОС по телеметрическим измерениям удалось построить высокоточные ММ для управления ориентацией ОК «Мир», которые непрерывно эксплуатировались в течение всего времени полета этой станции. Методы уточнения тензора инерции и ММ углового движения КА по измерениям совершенствовались в период полета МКС в рамках КЭ «Тензор», «Среда-МКС». Эти подходы оказались полезными и при управлении полетом геостационарных спутников связи (ГСС) «Ямал»: несмотря на возникшие нештатные ситуации в системе ориентации спутника, с их помощью «Ямал-202» успешно функционировал более 20 лет.

Для управления ориентацией спутников «Ямал-200» по прогнозу их углового движения с учетом результатов экспериментов на ОС оперативно были разработаны методы и программное обеспечение, позволяющие уточнить тензор инерции ГСС и параметры моделей действующих возмущений. Это сделало возможным прогнозировать угловое движение спутника с погрешностью менее $0,3^\circ$ на интервалах полета до 4 часов. Кроме того, был создан новый метод определения ориентации ГСС по измерениям сигналов бортового ретрансляционного комплекса, передаваемых от наземных станций спутниковой связи пользователей частотного ресурса, что значительно повысило управляемость спутника.

Благодаря новой технологии КА «Ямал-202» успешно выполняет задачи обеспечения космической связью потребителей в России и за рубежом на протяжении более 20 лет, что является высоким результатом для космонавтики.

История создания спутников связи «Ямал»

24 ноября 2023 года исполнилось 20 лет со дня выведения на геостационарную орбиту ракетой-носителем «Протон» двух спутников связи «Ямал-200» [1–3] (рис. 1). Разработка спутников «Ямал» связана с участием специалистов НПО «Энергия» в международном конкурсе «Колумбус-500», объявленном США в честь 500-летия открытия Америки Х. Колумбом. По условию конкурса надо было создать космический корабль под солнечным парусом и выиграть гонку у других участников. Победителям от каждой части света предполагалось выделить значительные средства на реализацию проекта.

Сотрудник НПО «Энергия» В.А. Кошелев, узнав в 1990 году об объявленном конкурсе, поделился этой информацией с начальником отделения В.С. Сыромятниковым, который по совместительству был также заведующим базовой кафедрой на созданном по инициативе С.П. Королева знаменитом факультете ФЭСТ МЛТИ (ныне космический факультет Мытищинского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана).

В.С. Сыромятников собрал совещание сотрудников базовой кафедры, одновременно работавших и в НПО «Энергия», на котором было решено принять участие в этом конкурсе. Поскольку на конкурсе допускались только негосударственные организации, договорились подать заявку от молодежного центра, образованного в те перестроечные годы на базе НПО «Энергия». Техническим руководителем проекта был определен В.С. Сыромятников, а его заместителями – Э.М. Беликов, В.Н. Бранец и В.А. Кошелев.

Вскоре в связи с началом работ было создано малое предприятие – консорциум «Космическая регата», генеральным директором которого по предложению В.Н. Бранца был выбран молодой специалист НПО «Энергия» – выпускник МФТИ 1984 года Н.Н. Севастьянов. Итогом деятельности консорциума стал эскизный проект космического аппарата с солнечным парусом, раздвигаемым за счет вращения КА. Несмотря на первоначальные условия конкурса, в соответствии с которыми поддержка (к сожалению, так и не полученная) оказывалась наиболее интересным предложениям, этот проект не получил развития, да и сами «космические гонки» под солнечными парусами не состоялись. Некоторые идеи, положенные в основу проекта КА с солнечным парусом, были реализованы в космическом эксперименте «Знамя-2» на станции «Мир». Агрегат раскрытия солнечного отражателя, оснащенный 8 катушками для намотки секторов полотна и приводами вращения и раскрытия отражателя за счет центробежных сил, был установлен на транспортном грузовом корабле (ТГК) «Прогресс М-15», стартовавшем в октябре 1992 года к станции «Мир». В феврале 1993 года после расстыковки ТГК со станцией был успешно проведен эксперимент «Знамя-2».

В результате работы над проектом удалось получить уникальный опыт создания космических аппаратов, который был затем использован при конструировании спутников «Ямал», чтобы обеспечить связью северные газодобывающие предприятия страны. Предложение получило поддержку руководства корпорации «Газпром» и Газпромбанка и НПО «Энергия», где предполагалось строить спутники связи. Для выполнения работ по обеспечению связью предприятий Крайнего Севера в ноябре 1992 года было учреждено ОАО «Газком» во главе с генеральным директором Н.Н. Севастьяновым, который руководил им до 2005 года. На первом этапе «Газком» развернул на севере – в отдаленных и труднодоступных регионах нашей страны – сеть наземных станций, что позволило ему выполнить ряд задач по развитию технологических процессов «Газпрома» [1].

На следующем этапе работ по обеспечению связью регионов Крайнего Севера по инициативе Н.Н. Севастьянова «Газпром» выдал НПО «Энергия» техническое задание на создание, изготовление и запуск двух спутников связи «Ямал-100». Эти работы в НПО «Энергия» по предложению академика РАН Ю.П. Семенова возглавил Н.Н. Севастьянов в должности заместителя генерального конструктора. Были



Рис. 1. Старт РН «Протон» с КА «Ямал»

предложены и реализованы многочисленные инновационные решения, что позволило сделать «Ямал-100» базовой моделью для целой серии последующих спутников этой серии [2–4]. Часть этих технологий была отработана в ходе экспериментов на орбитальных станциях. Например, на ОК «Мир» применялись экспериментальные оптические звездные датчики, построенные для спутников «Ямал». Методы определения и прогнозирования углового движения ОС с помощью обработки телеметрических измерений оказались востребованы для управления полетом спутников «Ямал-200» при возникновении нештатных ситуаций и т.д.

Определение углового движения орбитальных станций в ходе экспериментов

Конструкцией первых орбитальных станций не предусматривалась дозаправка их топливом на орбите, поэтому возможности наведения НА станции на исследуемые объекты для их наблюдения были ограничены. С целью расширения этих возможностей были предложены дополнительно режимы пассивных закруток станции, которые выполнялись вокруг ее продольной оси x , сориентированной нужным образом в пространстве. Таким образом обеспечивалось сканирование небесной сферы телескопами, установленными по оси y станции. Действие на станцию гравитационного и аэродинамического возмущающих моментов приводило к «развалу» закрутки. Для восстановления ориентации осей телескопов в пространстве во время режимов сканирования небесной сферы оперативно были разработаны специальные методы и соответствующее математическое обеспечение [5, 6]. На станциях «Салют» для контроля ориентации были установлены датчики напряженности магнитного поля Земли и положения Солнца. При движении станции по освещенной Солнцем части орбиты ее ориентация оперативно рассчитывалась в темпе приема телеметрической информации по измерениям солнечного датчика и магнитометра с помощью двухвекторного алгоритма [5]. Начиная с полета станции «Салют-4», результаты расчетов ориентации столь же оперативно выводились на средства отображения в Центре управления полетами, что в те годы было заметным достижением.

Расчет ориентации станции на теневой части орбиты, где отсутствуют измерения солнечного датчика, является более сложной задачей, что обусловлено ограничениями, связанными с необходимостью оперативного выполнения всех задач в ЦУП вблизи г. Евпатория (ЦУП-Е). ЦУП-Е в то время был оснащен ЭВМ М-220, и, чтобы в то время рассчитать на них движение станции в оперативном режиме, потребовалось создать новые методы описания возмущенного движения КА, интегрирования и определения ориентации [5–8]. Разработанный метод интегрирования позволял на порядок ускорить расчеты [8]. Найденное аналитическое описание возмущенного движения станции было точнее и одновременно проще известных [7]. Для вычисления ориентации станции на теневой части орбиты были разработаны алгоритмы для двух режимов движения: близкого к регулярной прецессии и сильно возмущенного. Эти алгоритмы были быстродействующими, и их реализация требовала минимального объема оперативной памяти ЭВМ, поскольку количество рассчитываемой и поступающей в темпе приема телеметрической информации (ТМИ) не имело значения [5, 6]. Все это впервые было осуществлено в ЦУП-Е в процессе полета ОС «Салют-4».

Управление полетами станций «Салют-6» и «Салют-7» было решено передать в ЦУП-М, созданный для реализации программы «Союз-Аполлон» в г. Королеве. При разработке методов проведения экспериментов на станциях третьего поколения использовался опыт работы на станции «Салют-4» в ЦУП-Е [6].

В процессе выполнения ряда экспериментов на ОС «Салют-6» и «Салют-7» активно применялся режим гравитационной ориентации станции [9]. Угловое положение ОС «Салют-6» и «Салют-7» в пассивных режимах определялось с помощью математической модели движения станции, учитывающей действующие гравитационные и аэродинамические возмущения [9–11]. Угловое положение станций «Салют» уточнялось по измерениям звездных фотометров, входивших в состав НА [5, 12]. При проведении исследований на ОК «Мир» для определения углового положения ОК помимо солнечных датчиков и магнитометров был задействован оптический звездный датчик (ОЗД) «Астро-1» – совместная разработка ИКИ РАН, «Карл Цейс Йена» и НПО «Энергия», который размещался на борту модуля «Квант-2» ОК «Мир». ОЗД применялся для вычисления углового положения ОК относительно звезд в режимах инерциальной или орбитальной ориентации, а также в пассивном движении с малой ($\approx 0,5$ °/с) угловой скоростью [13].

Датчик имеет три одинаковых оптических блока A_v ($v = 1, 2, 3$), установленных на одном основании и обеспечивающих визирование трех участков небесной сферы. Размер одного участка – $5,3^\circ \times 8^\circ$. Изображение участка формируется на охлаждаемой ПЗС-матрице, состоящей из 520×580 элементов. Электронная аппаратура датчика выделяет на каждом изображении до семи наиболее ярких звезд, определяет в связанных с блоками системах координат положения центров яркости выделенных звезд и передает результаты в телеметрическую систему ОК.

После получения координат визируемых прибором звезд и расчета относительных величин их блеска эти звезды сопоставляются со звездами из каталога, сформированного специально для работы с ОЗД. Каталог содержит координаты 8749 звезд с величинами $\lesssim 7^m$. Принцип работы с ним следующий: 1) если при каком-либо направлении оси визирования блока A_v в его поле зрения попадает четыре и более звезд величиной, не превышающей 7^m , то не менее четырех из них, самых ярких, содержатся в каталоге; 2) двум близким звездам, воспринимаемым прибором как одна звезда, в каталоге также соответствует одна звезда.

Сопоставление выполняется следующим образом. Пусть в какой-то момент времени блоком A_v зарегистрировано не менее трех звезд. Они нумеруются, и для каждой пары звезд с номерами i и j ($i < j$) вычисляется косинус d_{ij} углового расстояния между ними. Далее осуществляется идентификация базовой тройки звезд. Путем перебора в каталоге находятся пары звезд, косинус угла между которыми не более чем на $5 \cdot 10^{-5}$ отличается от d_{ij} . Из таких пар составляется множество M_{ij} . Путем сравнения пар, попавших во множества M_{12} , M_{13} и M_{23} , отождествляются звезды 1, 2 и 3. Распознавание k -й звезды при $k \geq 4$ выполняется по результатам сравнения косинусов ее угловых расстояний относительно уже отождествленных звезд.

Идентификация в некоторый момент времени нескольких визируемых звезд позволяет найти ориентацию ОК в этот же момент. Соответствующие алгоритмы называются локальными и описаны в [5, 14–16] и др.

Пусть с помощью ОЗД в некоторый момент времени в строительной системе координат, связанной с ОК, найдены орты (v_{1m}, v_{2m}, v_{3m}) ($m = 1, 2, \dots, n$) направлений

на n звезд. Звезды опознаны, и в базовой системе координат (например, гринвичской) им отвечают орты (V_{1m}, V_{2m}, V_{3m}) , вычисленные по данным каталога. Матрицу перехода от строительной системы координат к базовой обозначим $A = \|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$. Предполагая, что измерения направлений на разные звезды равноточны и не коррелированы, вычисление этой матрицы в рамках метода наименьших квадратов приводит к минимизации выражения

$$\psi = \sum_{m=1}^n \sum_{i=1}^3 \left(V_{im} - \sum_{j=1}^3 a_{ij} v_{jm} \right)^2$$

по элементам a_{ij} при условии, что искомая матрица ортогональна и имеет положительный определитель.

Построение матрицы A выполняется следующим образом. Составим матрицу

$$D = \|v_{i1}V_{j1} + v_{i2}V_{j2} + \dots + v_{in}V_{jn}\|_{i,j=1}^3.$$

Примем матрицу D невырожденной. Тогда, в соответствии с [14], существует ее сингулярное разложение $D = UQV^T$, где U и V – ортогональные матрицы порядка 3, $Q = \text{diag}(q_1, q_2, q_3)$, $q_1 \geq q_2 \geq q_3 > 0$. Вырождения матрицы D можно избежать, если орты направления на звезды не будут лежать в одной плоскости. Поскольку, как отмечалось выше, при использовании данного алгоритма выбирается не менее трех звезд, $n \geq 3$, то

$$A = V \text{diag}(1, 1, \det U \cdot \det V) U^T.$$

Локальный метод не позволяет определить ориентацию ОК и его угловую скорость в те моменты времени, когда не наблюдается достаточное количество звезд. Для решения этой задачи можно задействовать интегральную статистическую методику, в рамках которой несколько десятков измерений, выполненные на промежутке времени порядка орбитального периода, обрабатываются совместно с помощью интегрирования уравнений движения ОК относительно центра масс. Орбитальное движение ОК рассчитывается посредством уравнения движения материальной точки в гринвичской системе координат [17]. По результатам обработки оцениваются начальные условия движения и тензор инерции ОК, а также параметры, характеризующие действующий на комплекс восстанавливающий аэродинамический момент. Методика обработки такая же, как и при определении [11] вращательного движения ОС «Салют-6» и «Салют-7» по показаниям солнечного и магнитного датчиков. Опыт создания и применения ОЗД «Астро-1» был востребован при конструировании звездных датчиков для спутников «Ямал».

Для уточнения тензора инерции КА можно привлечь также измерения кинетического момента гироскопов, выполненные во время поддержания неизменной ориентации станции в инерциальной системе координат [18, 19]. Как правило, обработка измерений не позволяет вычислить все компоненты тензора инерции. Обычно можно найти в строительной системе координат его недиагональные компоненты и разности диагональных компонент, однако достаточно знать перечисленные величины, поскольку только они требуются для построения математических моделей прогнозирования движения.

Обработка реальной измерительной информации осуществлялась двумя новыми на тот момент способами. В соответствии с первым из них измерения должны быть получены на одном интервале поддержания ориентации, тензор инерции считается

диагональным, оцениваются две разности диагональных компонент этого тензора. Второй способ предполагает обработку измерений, выполненных на нескольких (двух или трех) временных интервалах при разных ориентациях станции, при этом оцениваются недиагональные компоненты тензора инерции и разности его диагональных компонент. Обычно длительность интервалов обработки данных составляет от 20 до 60 мин, за эти периоды производится несколько десятков измерений каждой компоненты суммарного кинетического момента гироскопов в строительной системе координат.

Первый способ обработки позволяет, как правило, достаточно точно (с погрешностью 5-10% к априорному расчетному значению) оценить только одну из разностей диагональных компонент тензора инерции станции. Второй в большинстве случаев для разностей диагональных компонент обеспечивает погрешность не более нескольких процентов от их расчетных значений, а найденные этим способом оценки недиагональных компонент совпадают с их априорными расчетными значениями только по порядку величины. Однако вследствие малости недиагональных компонент тензора инерции станции их расчетные значения могут содержать большие относительные погрешности.

Из моментов внешних сил, приложенных к станции при обработке данных, учитывались гравитационный и восстанавливающий аэродинамический.

Алгоритм уточнения тензора инерции применялся при управлении полетом ОК «Мир» [20, 21] и ГСС «Ямал» [23–25], он был усовершенствован во время полета МКС [22]. В математических моделях движения ГСС «Ямал» относительно центра масс вместо аэродинамического возмущающего момента учитывался момент, вызванный силой солнечного давления.

Управление ГСС «ЯМАЛ-200»

Проект спутников связи «Ямал-201» и «Ямал-202» реализовывался ОАО «Газком» (с 01.12.2008 АО «Газпром космические системы»), которое разрабатывало полезную нагрузку, служебный канал управления, наземную инфраструктуру телекоммуникационного комплекса. Созданием платформы спутников, обеспечением ее стыковки с полезной нагрузкой, а также сдачей аппаратов в эксплуатацию на орбите занималось ОАО «Ракетно-космическая корпорация (РКК) «Энергия» им. С.П. Королева». Оба спутника были установлены в свои орбитальные позиции: «Ямал-201» – 90° в.д., «Ямал-202» – 49° в.д. «Ямал-201» эксплуатировался более 10 лет, а «Ямал-202» служит свыше двух десятилетий, но уже в орбитальной позиции $163,5^\circ$ в.д., куда он был переведен в 2019 году после запуска в точку 49° в.д. нового спутника ГСС «Ямал-601». «Ямал-202» оснащен 18 транспондерами С-диапазона. Расчетный срок активного существования спутника «Ямал-200» – 12,5 лет.

Система управления движением и навигации «Ямал-201» и «Ямал-202» была построена на базе бесплатформенной инерциальной системы (БИНС), в качестве исполнительных органов использованы маховики, а основным прибор для определения угловой скорости – гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС). В 2005 году ГИВУС обоих КА вышли из строя. Имевшиеся на спутниках блоки определения координат звезд (БОКЗ) предназначались для периодической коррекции БИНС и поэтому включались только дважды в сутки (эксплуатационный

ресурс БОКЗ составлял 10000 ч). Для выхода из создавшейся ситуации был разработан режим управления на основе прогнозирования кинетического момента маховиков (режим прогноза).

Суть предложенного способа определения ориентации КА «Ямал-201» и «Ямал-202» заключается в следующем: найдя на некотором временном интервале закон изменения кинетического момента маховиков, при котором обеспечивается вращение связанной с КА системы координат с требуемой орбитальной угловой скоростью и управляя маховиками в соответствии с указанным законом, обеспечим штатную ориентацию КА в орбитальной системе координат.

Для управления ориентацией КА этим способом необходимо решить следующие задачи:

- 1) построить модель прогноза изменения кинетического момента маховиков, с помощью которой будет формироваться закон управления маховиками;
- 2) задать начальные условия для модели – значения вектора кинетического момента и вектора угловой скорости КА;
- 3) определить закон изменения вектора суммарного возмущающего момента, действующего на КА;
- 4) реализовать на борту КА полученный закон управления маховиками.

Управление ориентацией КА по прогнозу его углового движения основывается на точном знании приложенных к нему моментов.

Оценка тензора инерции спутника «Ямал-200» выполнялась на освещенных Солнцем интервалах орбиты и при движении ГСС в тени Земли. В первом случае из моментов внешних сил, приложенных к спутнику, учитывались гравитационный и вызванный силой светового давления. Во втором случае учитывался только гравитационный момент.

Компоненты гравитационного момента задавались формулами:

$$M_{g1} = v \sum_{i=1}^3 x_i (x_2 I_{3i} - x_3 I_{2i}), \quad M_{g2} = v \sum_{i=1}^3 x_i (x_3 I_{1i} - x_1 I_{3i}),$$

$$M_{g3} = v \sum_{i=1}^3 x_i (x_1 I_{2i} - x_2 I_{1i}), \quad v = \frac{3\mu_E}{(x_1^2 + x_2^2 + x_3^2)^{5/2}},$$

где x_i – компоненты геоцентрического радиус-вектора центра масс спутника; I_{ij} – компоненты тензора инерции спутника в строительной системе координат, $I_{ij} = I_{ji}$ ($i, j = 1, 2, 3$); μ_E – гравитационный параметр Земли.

Момент, обусловленный силой светового давления, аппроксимируется выражениями:

$$M_{s1} = k(p_2 e_{s3} - p_3 e_{s2}), \quad M_{s2} = k(p_3 e_{s1} - p_1 e_{s3}), \quad M_{s3} = k(p_1 e_{s2} - p_2 e_{s1}),$$

где $k = c^{-1}(r_*/\Delta)^2$, c – скорость света, r_* – средний радиус орбиты Земли; Δ – расстояние от КА до Солнца; p_i – постоянные коэффициенты; e_{si} – компоненты орта ГСС – Солнце.

При выводе этих выражений предполагалось, что на планируемых и используемых для обработки интервалах оценки площадь поверхности ГСС, на которую воздействует набегающий световой поток, неизменна и отражающие свойства поверхности спутника во всех его точках одинаковы. Высокая точность оценки действующих на ГСС возмущающих моментов, выполненной на таких временных ин-

тервалах, позволяет сделать выводы, что принятые допущения вполне оправданны и не окажут существенного негативного влияния на расчетные оценки компонент тензора инерции.

Компоненты кинетического момента ГСС в его движении относительно центра масс имеют вид

$$K_i = H_i + \sum_{j=1}^3 I_{ij} \omega_j \quad (i = 1, 2, 3),$$

где H_i и ω_j – компоненты собственного кинетического момента системы маховиков и угловой скорости ГСС.

Учитывая теорему об изменении кинетического момента ГСС и записанные выше выражения внешних моментов, получим по аналогии с [22] дифференциальные уравнения, общее решение которых представим следующим образом:

$$H_i = \sum_{j=1}^{12} F_{ij}(t) \alpha_j \quad (i = 1, 2, 3), \quad (1)$$

где $\alpha_i = H_i(t_0)$, ($i = 1, 2, 3$) – начальные условия, t_0 – заданный момент времени; $\alpha_4 = I_{11}$, $\alpha_5 = I_{12}$, $\alpha_6 = I_{13}$, $\alpha_7 = I_{22}$, $\alpha_8 = I_{23}$, $\alpha_9 = I_{33}$, $\alpha_{10} = p_1$, $\alpha_{11} = p_2$, $\alpha_{12} = p_3$ (компоненты тензора инерции I_{ij} при $i > j$ исключены с помощью соотношений $I_{ij} = I_{ji}$). Поскольку $H_i(t)$ зависят от α_j линейно, то функции $F_{ij}(t)$ определяются начальными задачами для линейных дифференциальных уравнений.

Математическое обеспечение системы маховиков позволяет в некоторые моменты времени t_n ($n = 1, 2, \dots, N$) измерять значения $H_i(t_n)$ компонент ее собственного кинетического момента. Погрешность определения кинетического момента маховиков КА «Ямал-200» составляет 0,1 нмс. Результаты измерений этих величин обозначим $H_i^{(n)}$. Если указанные измерения приходятся на отрезок времени, для которого известны значения кватерниона ориентации, то с помощью соотношений (1) их можно обработать каким-либо статистическим методом и определить вектор $\alpha = (\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{12})^T$. Поскольку вычисляемые по формулам (1) величины $H_i(t_n)$ зависят от α линейно, то для обработки задействуем метод наименьших квадратов, при этом оценкой вектора α служит его значение, минимизирующее функцию

$$\Phi(\alpha) = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^3 \left[H_i^{(n)} - \sum_{j=1}^{12} F_{ij}(t_n) \alpha_j \right]^2.$$

Чтобы реализовать описанный подход к оцениванию тензора инерции спутника, необходимо воспользоваться методом восстановления его фактического движения по телеметрической информации, что в свою очередь требует аппроксимации вращательного движения спутника сплайнами.

Анализ полученных результатов свидетельствует о возможности применения описанных моделей и получаемых с их помощью оценок моментов инерции спутника для управления полетом. Дальнейшая разработка адекватной математической модели вращательного движения КА была связана с уточнением модели возмущений, обусловленных силами светового давления, а также моделей закона изменения суммарного кинетического момента КА и закона изменения кинетического момента маховиков.

С помощью аналогичного описанному подходу решались и другие задачи управления ориентацией спутников. Например, выполненная на этапе установки спутников в рабочую позицию оценка векторов управляющих моментов от тяговых моду-

лей (ГМ) спутников повысила точность построения алгоритма выбора и включения двигателей для коррекции орбиты.

Этот метод был затем востребован при управлении ориентацией КА серии «Ямал-200». В полете КА имели место ситуации, когда некоторые датчики определения его ориентации по каким-либо причинам работали неустойчиво, в частности из-за высокой плотности заряженных частиц на орбите КА, вызванной вспышками на Солнце, возникали проблемы в работе БОКЗ. К недостаткам радиопеленгатора, используемого на КА, можно отнести сбои в его работе во время грозы, сильного дождя, снегопада. Следует отметить также невозможность измерения датчиком Земли координат ее центра около полуночи по местному времени при прохождении теневых участков орбиты.

Для поддержания необходимой ориентации КА серии «Ямал-200» при возникновении в полете указанных проблем применяется режим прогноза, о котором уже шла речь.

В этом режиме управление ориентацией спутников осуществляется по прогнозу суммарного кинетического момента, при расчетах которого задействуются компоненты тензора инерции, меняющиеся в процессе эксплуатации спутника. Когда не вращаются солнечные батареи и не работают реактивные двигатели, в целях повышения точности с помощью изложенного подхода периодически на теневых и освещенных Солнцем участках орбиты выполнялась оценка тензора инерции КА.

Опыт эксплуатации КА «Ямал» показывает, что, как правило, после 4 часов управления в режиме прогноза погрешность ориентации превышала максимально допустимую величину $0,3^\circ$. Для управления около полуночи по местному времени на интервалах кратковременного отсутствия измерений звездных датчиков из-за трудности опознавания звезд достаточно проходить теневые участки орбиты за указанные 4 часа полета.

Тем не менее период отсутствия измерений от звездных датчиков иногда длился более суток. Происходило это неоднократно во время высокой солнечной активности, приводившей к повышению плотности потока заряженных частиц, влияющих на ПЗС-матрицы БОКЗ. Для управления в этих условиях был разработан режим корректируемого прогноза с периодической коррекцией ориентации по информации от всех доступных датчиков. К таковым относится и специально построенный аппаратно-программный комплекс (АПК) определения ориентации КА по измерениям сигналов бортового ретрансляционного комплекса (БРК), передаваемых от земных станций спутниковой связи (ЗССС) пользователей частотного ресурса (рис. 2).

АПК представляет собой совокупность технических и программных средств, позволяющих решать задачи определения и управления ориентацией космических аппаратов без привлечения штатных датчиков ориентации системы управления движением и навигации (СУДН). Благодаря комплексу управление ориентацией спутника осуществляется по прогнозу изменения суммарного кинетического момента КА (режим прогноза).

Разработано два варианта управления:

- 1) без коррекции ориентации с использованием информации от внешних источников. В этом режиме оцениваются начальные значения кинематических параметров и последующее управление ориентацией осуществляется с учетом изменения кинетического момента маховиков;
- 2) с регулярной коррекцией ориентации по показаниям штатных датчиков СУДН – звездного датчика БОКЗ, блока определения координат центра Земли (БОКЦ), блока определения координат Солнца или системы определения ориентации по сигналам БРК.

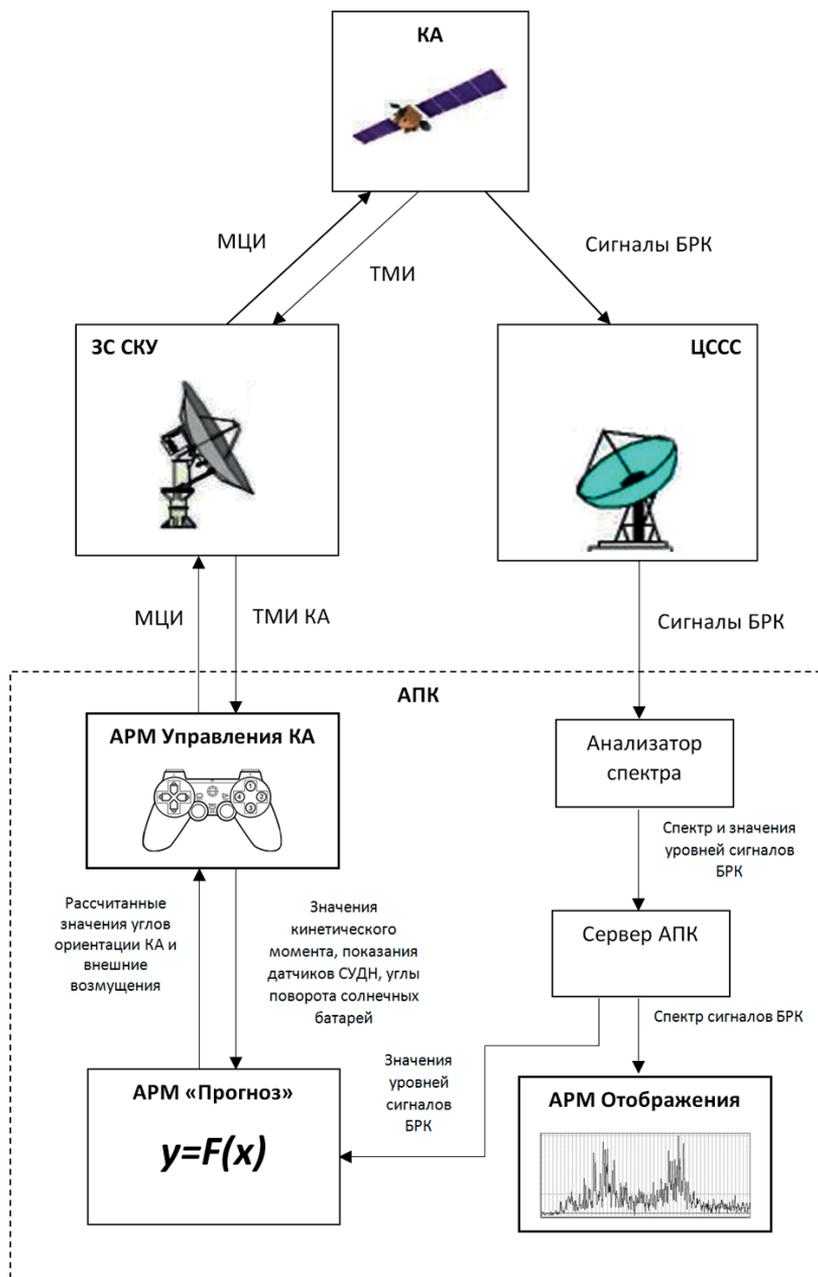


Рис. 2. Структура АПК: МЦИ – массивы цифровой информации; ТМИ – телеметрическая информация; БРК – бортовой ретрансляционный комплекс; ЗС СКУ – земная станция служебного канала управления; ЦССС – центральная земная станция спутниковой системы связи

В первом варианте измерения, произведенные штатными датчиками ориентации и маховиками, задействуются для начальной выставки ориентации и угловой скорости КА. Последующее управление ориентацией выполняется бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) на основе прогноза изменения кинетического момента КА. При этом БЦВМ управляет изменением угловой скорости маховиков

так, 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 следующие действия:

- определение внешних возмущающих моментов, действующих на спутник;
- расчет начальной ориентации КА с использованием оптических датчиков;
- вычисление 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 в составе массива цифровой информации (МЦИ) для последующего формирования команды на маховики с целью коррекции ориентации КА.

Второй вариант управления ориентацией КА в режиме прогноза предполагает регулярную корректировку ориентации и угловой скорости спутника из ЦУП по измерениям (при их наличии) этих величин штатными датчиками СУДН или по оценкам углов ориентации и угловых скоростей, рассчитанных после соответствующей обработки принимаемых от бортового ретрансляционного комплекса сигналов.

При наличии измерений БОКЦ управление осуществлялось по измеренным им углам крена и тангажа, а по каналу рыскания – с помощью оценки угла, выполняемой на базе измерений кинетического момента маховиков и БОКЦ. Учитывая, что БОКЦ сохраняет работоспособность на всем интервале полета, за исключением участков орбиты около полуночи по местному времени, ориентация периодически корректировалась таким образом во время длительных интервалов управления в режиме корректируемого прогноза.

Более надежным является режим корректируемого прогноза, ставший в итоге основным при управлении полетом спутников «Ямал-200» и применявшийся постоянно, за исключением интервалов коррекции орбиты. Этот режим предусматривает регулярное уточнение ориентации по сигналам земных станций спутниковой связи, размещенных в зоне обслуживания КА (рис. 3).

Реализация режима корректируемого прогноза предполагает:

- прием сигналов БРК КА;
- сканирование заданного частотного диапазона для определения уровней сигналов потребителей;
- обработку полученных значений и расчет углов ориентации КА;
- передачу 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.

При этом задействованы:

- передающие земные станции спутниковой связи (ЗССС);
- бортовой радиотехнический комплекс КА, ретранслирующий сигналы земных станций спутниковой связи;
- приемная 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, расчета кинематических параметров КА и управляющих воздействий.

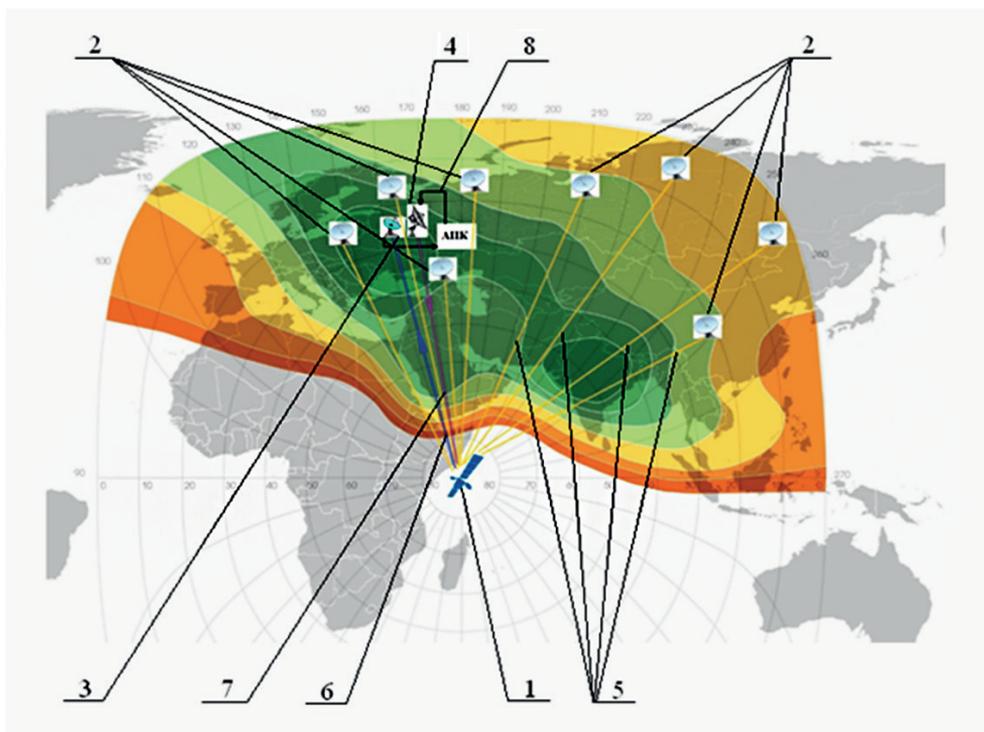


Рис. 3. Уточнение ориентации КА по сигналам земных станций:

- 1 – космический аппарат; 2 – передающая ЗССС; 3 – приемная ЦЗССС; 4 – ЗС СКУ, которая обеспечивает работу командной радиолинии, прием телеметрической информации и выполнение траекторных измерений орбиты КА; 5 – сигналы, поднимаемые на КА передающими ЗССС; 6 – ретранслированные сигналы, принимаемые ЦЗССС; 7 – сигналы командной радиолинии (канал передачи массивов цифровой информации из ЦУП на КА); 8 – углы ориентации (или управляющие моменты), рассчитанные с помощью АПК и подготовленные для передачи на КА через командную радиолинию

Принимаемая ЗС СКУ телеметрическая информация от спутника через автоматизированное рабочее место (АРМ) управления поступает в АРМ определения кинематических параметров спутника (АРМ КП), где она обрабатывается с помощью специально созданного программного обеспечения. Выполняется фильтрация полученных сигналов, сглаживание и интерполирование/экстраполирование с заданным шагом на определенные моменты времени. Через центральную земную станцию спутниковой связи принимаются ретранслированные БРК сигналы, которые сканируются анализатором сигналов. После предварительной обработки эта информация передается в АРМ КП, где подвергается дополнительной обработке (фильтрация полученных сигналов, сглаживание и интерполирование/экстраполирование с заданным шагом на определенные моменты времени), далее оцениваются кинемати-

ческие параметры спутника и рассчитываются управляющие моменты с помощью маховиков для поддержания требуемой ориентации.

В качестве ЗССС могут выступать штатные станции потребителей радиочастотного ресурса КА, подающие на спутник сигнал. У КА типа «Ямал» таких станций несколько сотен, при этом не требуется ни их доработка, ни изменение характеристик. Единственное необходимое 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, поступают в АПК, основным элементом которого является анализатор спектра. Работая по сформированному для него заданию, АПК выбирает из всего спектра сигналов, ретранслируемых БРК, только те, которые были отобраны на подготовительном этапе, и передает их характеристики на сервер. На сервере сигналы окончательно обрабатываются и архивируются. Затем величины мощности каждого выбранного сигнала транслируются для расчетов кинематических параметров на АРМ, где определяются ориентация КА и управляющие моменты для парирования отклонений от штатной ориентации. Вычисленные углы ориентации (или управляющие моменты) поступают на АРМ управления КА для передачи их на спутник через земную станцию служебного канала управления.

Определение ориентации спутника выполняется на основе анализа изменения мощности принимаемых сигналов. Основные требования к сигналам передающих станций следующие:

- стабильность – на больших временных интервалах сигнал должен меняться не существенно при штатной ориентации спутника или его изменение предсказуемо и, следовательно, может быть описано с помощью каких-либо математических функций;
- изменение мощности принимаемого сигнала, вызванное разворотом КА, должно описываться линейной функцией (по крайней мере при разворотах в пределах $0,5^\circ$, что достаточно, учитывая требования к точности ориентации);
- сигналы, выбираемые для оценки углов ориентации по крену, должны меняться в большей степени при развороте по крену и в меньшей – по тангажу и рысканию. Аналогичным образом сигналы, выбираемые для оценки угла тангажа, должны меняться в большей степени при развороте по тангажу и в меньшей – по крену и рысканию и т.д.

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

По результатам разворотов для выбранных сигналов находятся зависимости их мощности от углов ориентации спутника:

$$\Delta P_i = a_{i1}\lambda_x + a_{i2}\lambda_y + a_{i3}\lambda_z, \quad (2)$$

где i – номер сигнала, $i = 1, \dots, N$; N – количество используемых ЗССС (причем в процессе полета берется $N = 20 - 30$); 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} являются функциями углов разворота. В связи с этим первый шаг – найти наиболее вероятное направление разворота по каждому из каналов управления. Таким образом, определяются область поиска решения и коэффициенты системы уравнений (2), которые, вообще говоря, являются функциями углов, но при малых углах разворота их можно считать константами.

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

$$A\Lambda = \Delta P,$$

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & a_{N3} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

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

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

где A – матрица коэффициентов системы уравнений; Λ – подлежащий определению вектор углов разворота спутника; ΔP – вектор изменения сигналов БРК. Элементы ΔP определяются как разность текущего значения мощности сигнала и эталонного, которое было задано в начале оценки как осредненное значение мощности каждого сигнала при штатной ориентации спутника (величины углов ориентации близки к нулю).

Искомые углы $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ рассчитываются из условия минимума выражения

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

При решении задачи вводятся следующие ограничения:

- ориентация спутника в начале оценки углов крена, тангажа и рыскания соответствует штатной;
- управление ориентацией строится таким образом, чтобы величины углов составляли менее $0,4^\circ$; это позволит оставаться в линейной части зависимости изменения мощности от углов разворота спутника и тем самым повысить точность получаемых оценок при развороте КА в положительном и отрицательном направлениях.

При определении ориентации по сигналам БРК учитывалось орбитальное движение КА.

Для исключения систематической составляющей погрешности определения ориентации спутника, вызванной изменением сигнала в результате орбитального движения, формируются функции, учитывающие аддитивную периодическую составляющую ΔP , которая с этой целью выделялась и имела вид

$$F = A \cos(\omega t + \varphi) + h, \quad (4)$$

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

Функция (4) эквивалентна

$$F = a_1 \cos(\omega t) + a_2 \sin(\omega t) + h. \quad (5)$$

В отличие от (4) определяемые параметры (h , a_1 , a_2) входят в (5) линейно, поэтому функциональное приближение выполняется для (4) и затем рассчитываются параметры A и φ :

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

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

Поиск параметров осуществляется методом наименьших квадратов.

Предложенное решение задачи управления ориентацией спутников было реализовано как в полуавтоматическом режиме, т.е. когда расчет и выдача на борт управляющих сигналов выполнялась с АРМ оператора ЦУП, так и в автоматическом, когда на борт передавались вычисленные значения параметров углового движения спутника. По ним БЦВМ находила необходимые управляющие воздействия для управления угловым движением КА. Описанный способ управления применялся только на пассивных участках полета. Во время работы двигателей коррекции используются штатные датчики ориентации, что обусловлено прежде всего относительно большими интервалами времени между измерениями уровня сигналов (10 с).

Заключение

Эксплуатация орбитальных станций, в том числе МКС – самого крупного космического объекта в истории освоения космического пространства, потребовала решения большого количества задач, связанных с уточнением в полете их ориентации и характеристик: массы, моментов инерции, параметров аэродинамических моментов и т.д. С этой целью на РС МКС были организованы технические эксперименты «Тензор», «Среда-МКС» и др., в рамках которых были созданы и отработывались в полете методы определения различных характеристик и параметров МКС, применявшиеся затем при управлении ориентацией КА серии «Ямал-200». Новый способ управления ориентацией «Ямал-202» на основе прогнозирования углового движения позволяет продолжить эксплуатацию КА и сегодня, через 20 лет после запуска.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бранец В.Н.** К 20-летию запуска на орбиту Российских телекоммуникационных спутников связи «Ямал-200» // Космическая техника и технологии. 2023. №4 (43). С. 6–16.
2. **Космическая «Энергия» Королева.** РКК «Энергия» им. С.П.Королева.М.: Изд-во «Шанс», 2007. 432 с.
3. **Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королева в первом десятилетии XXI века.** М.: РКК «Энергия» им. С.П.Королева, 2011. 832 с.
4. **Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королева на рубеже двух веков. 1996–2001.** М.: РКК «Энергия» им. С.П.Королева, 2001. 1328 с.
5. **Беляев М.Ю.** Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях // Машиностроение. М., 1984. 264 с.
6. **Беляев М.Ю.** От ракеты Р-7 и первого полета человека в космос до постоянной пилотируемой орбитальной станции // Гироскопия и навигация. 2021. Том 29. №3 (114), С. 96–121. DOI 10.17285/0869-7035.0073.

7. **Беляев М.Ю.** Об одном способе описания возмущенного движения спутника // Ученые записки ЦАГИ. 1974. №6. С.48–54.
8. **Беляев М.Ю., Семенко В.П.** Об одном способе численного интегрирования дифференциальных уравнений // Космические исследования. 1976. №2. С. 300–301.
9. **Беляев М.Ю., Тянь Т.Н.** Применение режима гравитационной стабилизации при выполнении экспериментов // Космические исследования. 1984. №2. С. 181–188.
10. **Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н.** Определение движения орбитальных комплексов «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в гравитационной ориентации по данным измерений // Космические исследования. 1985. Т. 23. Вып. 6.
11. **Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Кузьмин С.П. и др.** Определение движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в режиме медленной закрутки по данным измерений // Космические исследования. 1988. Т. 26. №3. С. 390–405.
12. **Беляев М.Ю., Сарычев В.А., Сазонов В.В., Ефимов Н.И., Тянь Т.Н., Шеффер Е.К., Склянкин В.А.** Уточнение вращательного движения орбитальной станции «Салют-7» по показаниям звездного фотометра // Космические исследования. 1989. Т. 27. Вып.4. С. 528–544.
13. **Belyaev, M.Yu., Efimov, N.I., Sazonov V.V.,** Determination of the attitude of the MIR orbital complex from indications of an optical star sensor, *Cosmic Res.*, 1995, vol. 33, no. 4, pp. 395–402.
14. **Golub, G.H., Reinsch, C.,** Singular Values Decomposition and Least Squares Solutions, *Num. Math.*, 1970, vol. 14, no. 5, pp. 403–420.
15. **Голубков В.В.** Определение локальной ориентации космических аппаратов // Космич. исслед. 1970. Т.8, № 6. С. 811–822.
16. **Катаргин М.Ю.** Алгоритм среднеквадратичной оценки ориентации космических аппаратов и его погрешности // Космич. исслед. 1986. Т. 24. №6. С. 826–830.
17. **Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс».** М.: Наука, 1985. 375 с.
18. **Сарычев В.А., Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Чебукова Е.Ю.** Оценивание тензора инерции орбитальной станции «Мир» по данным измерений кинетического момента гироскопов // Космические исследования. 1994. Т. 32. Вып. 4–5. С. 22–42.
19. **Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Зыков С.Г.** Исследование задачи оценивания тензора инерции орбитальной станции «Мир» по данным измерений кинетического момента гироскопов // Космические исследования. 1994. Т. 32. №3. С. 3–16.
20. **Беляев М.Ю., Стажков В.М., Тесленко В.П. и др.** Математическое обеспечение автоматизированного планирования исследований на орбитальном комплексе «Мир» // Космические исследования. 1989. №27. Вып. 1. С. 126–134.
21. **Ryumin, V.V., Belyaev, M.Yu.,** Problems of control arised during the implementation of scientific research program onboard the multipurpose orbital station, *Acta Astronautica*, 1987, vol. 15, pp. 739–746.
22. **Банит Ю.Р., Беляев М.Ю., Добринская Т.А. и др.** Определение тензора инерции Международной космической станции по телеметрической информации // Космические исследования. 2005. Т. 43. №2. С. 135–146.
23. **Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Беляев М.Ю., Банит Ю.Р., Платонов В.Н., Сазонов В.В.** Исследование возможности управления КА «Ямал-200» с использованием математической модели движения // Труды XIV Международной конференции по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург, 2007. С. 196–203.
24. **Банит Ю.Р.** Способ управления ориентацией космического аппарата, снабженного бортовым ретрансляционным комплексом. Патент на изобретение №2761363, заявка №2021106683, приоритет изобретения 15.03.2021, дата государственной регистрации 07.12.2021, срок действия исключительного права на изобретение истекает 15.03.2041.
25. **Севастьянов Д.Н., Банит Ю.Р., Беляев М.Ю.** Уточнение динамических характеристик космических аппаратов в экспериментах на МКС и применение данной технологии при управлении полетом КА «Ямал-200» // Космическая техника и технологии. 2023. №4 (43). С. 100–114.

Sevast'yanov, D.N., Banit, Yu.R. (JSC Gazprom Space Systems, Moscow), **Belyaev, M.Yu.** (S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev; Mytischki Branch of Bauman Moscow State Technical University, Moscow region)

Testing the Methods of Determining and Predicting the Angular Motion of Orbital Stations and Using their Results in Problems of GSS Yamal Attitude Control, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2024, vol. 32, no. 4 (127), pp. 105–122.

Abstract. On November 24, 2003, geostationary communications satellites Yamal-201 and Yamal-202 were inserted into orbit. The latter has been operating in orbit for more than 20 years. Its successful operation is mainly conditioned by the results of scientific and applied research conducted during the missions of the Russian orbital stations, as well as the results of some technology tests carried out in the Russian Segment of the International Space Station (ISS), which celebrated its 25th anniversary in orbit in 2023.

The article presents the results of studies performed on board orbital stations, which were then applied to control the flight of the Yamal-series satellites and were conducive to their longevity in orbit.

Key words: space experiments, orbital stations, International Space Station, dynamic properties, spacecraft attitude, geostationary communications satellite.

Материал поступил 11.09.2024