

УДК 629.78.001

Н.Н. Севастьянов

**УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
«ЯМАЛ-200» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИГНАЛОВ, РЕТРАНСЛИРУЕМЫХ
БОРТОВЫМ РЕТРАНСЛЯЦИОННЫМ КОМПЛЕКСОМ**

На основе разработанных ранее режимов ориентации космических аппаратов (КА) «Ямал-200» с использованием модели инерциальных измерителей построен режим, в котором угловые параметры получаются в результате обработки сигналов бортового ретрансляционного комплекса. Предложена схема формирования угловых параметров, структура и схема программно-аппаратного комплекса оценки углов ориентации. Приведены данные по реализации работы этой системы на реальном изделии.

Ключевые слова: режим ориентации, анализ изменения мощности, надёжность управления, анализатор спектра сигналов, амплитуда сигнала.

Управление ориентацией космических аппаратов (КА) «Ямал-200» построено на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), использующей данные гироскопических измерителей вектора угловой скорости [1, 2]. В процессе эксплуатации спутников в рамках программы повышения надёжности управления было создано несколько резервных режимов управления ориентацией [3–5]. Эти резервные режимы позволили восстановить два контура управления: «быстрый» контур стабилизации, выполняемый по инерциальной информации (или её модели) и медленный контур корректирования положения. На основе созданных режимов оказалось возможным построить ещё один режим ориентации, описание которого приводится в настоящей статье.

Формирование управляющих воздействий в этом режиме осуществляется с использованием получаемых в результате обработки сигналов бортового ретрансляционного комплекса (БРК). Для реализации этого режима была создана радиотехническая система оценки ориентации (СОО) КА, основными элементами которой являются:

- передающие станции;
- БРК КА;
- приёмная станция;
- программно-аппаратный комплекс, предназначенный для обработки принятых станцией сигналов и расчёта кинематических параметров КА.

В качестве передающих станций используются штатные станции потребителей радиочастотного ресурса КА, поднимающие на спутник сигнал. Доработка станций, изменение характеристик сигнала не требуется. Единственное условие – отсутствие автоматической регулировки мощности сигнала.

Приёмная станция – это станция контрольно измерительного комплекса, сигналы принятые антенной системой которой передаются в программно-аппаратный комплекс, разработанный специально для реализации СОО. Основным элементом программно-аппаратного комплекса является анализатор, который, работая по сформированному для него заданию, выбирает из всего спектра

сигналов, ретранслируемых БРК, требуемые и передаёт их характеристики на сервер, где осуществляется окончательная обработка сигналов, их архивирование и передача величин мощности каждого сигнала на автоматизированное рабочее место для расчётов кинематических параметров.

Определение ориентации спутника выполняется по анализу изменения мощности принимаемых сигналов. Выбирались сигналы передающих станций, которые удовлетворяют следующим требованиям:

- стабильность – на больших временных интервалах сигнал меняется 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, можно описать линейной функцией (по крайней мере при разворотах в пределах $0,5^\circ$, что более чем достаточно, учитывая требования по точности ориентации $0,3^\circ$);

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

Для поиска сигналов, удовлетворяющих перечисленным выше требованиям, были выполнены развороты КА по каналам крена, тангажа и рыскания. По результатам разворотов для выбранных сигналов были определены функциональные зависимости, описывающие их изменение в зависимости от углов ориентации спутника:

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

где i – номер сигнала, 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 развороте КА в положительном и отрицательном направлении и являются функциями углов разворота. Поэтому первый шаг решения – определения наиболее вероятного направления разворота по каждому из каналов управления. Таким образом, выполняется определение области поиска решения и определяются коэффициенты уравнения (1), которые являются функциями углов, но при малых углах разворота их можно считать константами.

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

$$A\Lambda = dP, \quad A = \begin{pmatrix} a_{11}a_{12}a_{13} \\ a_{21}a_{22}a_{23} \\ \dots \\ a_{N1}a_{N2}a_{N3} \end{pmatrix}, \quad \Lambda = (\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)^T, \quad dP = (dp_1, dp_2, \dots, dp_N)^T, \quad (2)$$

где A – матрица коэффициентов системы уравнений, Λ – искомый вектор углов разворота спутника, N – количество сигналов, dP – вектор изменения сигналов БРК, элементы которого получаются из сравнения текущего значения мощности сигнала с его эталонным значением, которое было определено в начале оценки

как осреднённое значение мощности каждого сигнала при штатной ориентации спутника (значения углов ориентации близки к нулю).

При решении задачи вводятся следующие ограничения:

- ориентация спутника в начале решения задачи оценки углов крена и тангажа соответствует штатной ориентации;

- управление ориентацией строится таким образом, чтобы обеспечить величины углов менее $0,4^\circ$, что позволит оставаться в линейной части зависимости изменения мощности от углов разворота спутника и, тем самым, повысить точность получаемых оценок.

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 $0,05^\circ$). На рис. 1 представлено изменение одного из сигналов (верхний рисунок) при поддержании штатной ориентации с погрешностью не более $0,1^\circ$ и движение спутника по широте (нижний рисунок). Просматривается зависимость мощности сигнала от широты спутника. Средняя амплитуда колебаний составляет $0,35$ дБм, что для этого сигнала соответствует развороту КА на $0,3^\circ$. Для исключения ошибки определения ориентации спутника, вызванной изменением сигнала в результате орбитального движения, формируются функции, учитывающие это изменение. Приближение к сигналам БРК производится для гармонической функции:

$$\text{func} = \text{am} \cos(\omega t + \varphi) + h, \quad (3)$$

где am – амплитуда сигнала; ω – круговая частота; φ – начальная фаза; h – смещение сигнала; $\omega = 2\pi/\text{Per}$, где Per – период, определяемый по баллистической информации, $\pi = 3,1415926$.

Определяемые параметры: am , φ , h .

Функция (3) эквивалентна следующей функции:

$$\text{Func} = a1 \cos(\omega t) + a2 \sin(\omega t) + h, \quad (4)$$

В отличие от (3) определяемые параметры (h , $a1$, $a2$) входят в (4) линейно, поэтому функциональное приближение выполняется для (4), и затем определяются параметры am и φ :

$$\text{am} = (a1^2 + a2^2)^{0,5}, \quad \cos(\varphi) = a1/\text{am}, \quad \sin(\varphi) = -a2/\text{am}.$$

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

$$\delta(h, a1, a2) = \sum (\text{Func}_i - S_i)^2, \quad (5)$$

где S_i – сигнал БРК в момент времени t_i , $\text{Func}_i = \text{Func}(t_i)$.

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

$$\begin{pmatrix} N & \sum \cos(\omega t_i) & \sum \sin(\omega t_i) \\ \sum \cos(\omega t_i) & \sum \cos^2(\omega t_i) & \sum \cos(\omega t_i) * \sin(\omega t_i) \\ \sum \sin(\omega t_i) & \sum \cos(\omega t_i) * \sin(\omega t_i) & \sum \sin^2(\omega t_i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} h \\ a1 \\ a2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum S_i \\ \sum S_i * \cos(\omega t_i) \\ \sum S_i * \sin(\omega t_i) \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где N – количество обрабатываемых S_i .

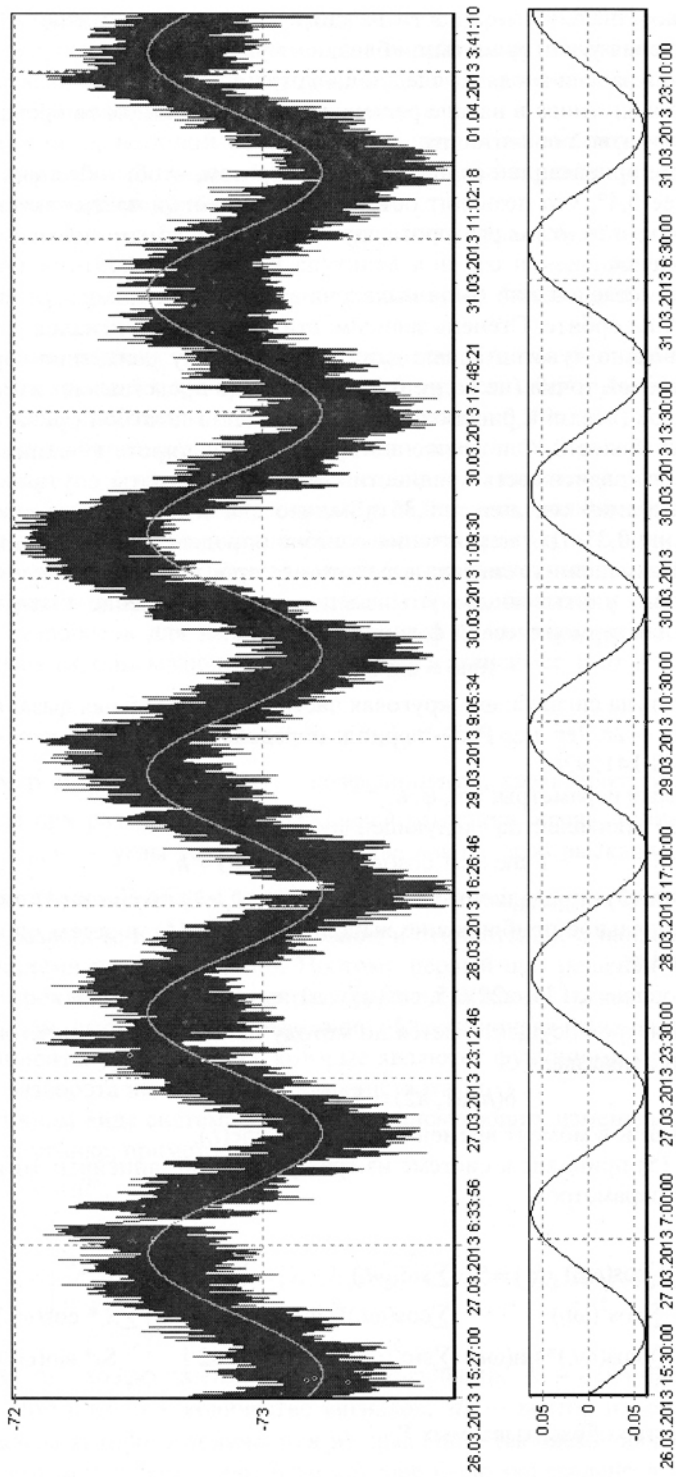


Рис. 1

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

$$| \text{Func}_i - S_i | < 3\sigma,$$

где σ – среднеквадратичное отклонение измерений, $\sigma^2 = \sum (\text{Func}_i - S_i)^2 / N$.

Анализ графиков (рис. 1) позволяет сделать вывод, что для получения в любой момент времени величины изменения сигнала, вызванной орбитальным движением КА, можно это изменение рассчитывать от времени прохождения восходящего узла орбиты, т.е. отсчитывать от восходящего узла фазу φ . Поэтому везде в тексте подразумевается, что t_i – это $t_i - t_0$, где t_0 – время прохождения восходящего узла орбиты.

Полученное описанным способом решение представлено на рис. 1 в виде кривой голубого цвета. Расчётные величины равны: $am = 0,3489$, $\varphi = -0,6178$, $h = -72,8866$, СКО = 0,1857, период = 23,98 ч.

Для учёта указанного изменения сигнала необходимо в (1) вместо dP использовать $dP - \text{func}$, полагая $h = 0$.

Результаты расчёта ориентации спутника приведены на рис. 2 и 3 маркерами тёмно-зелёного цвета.

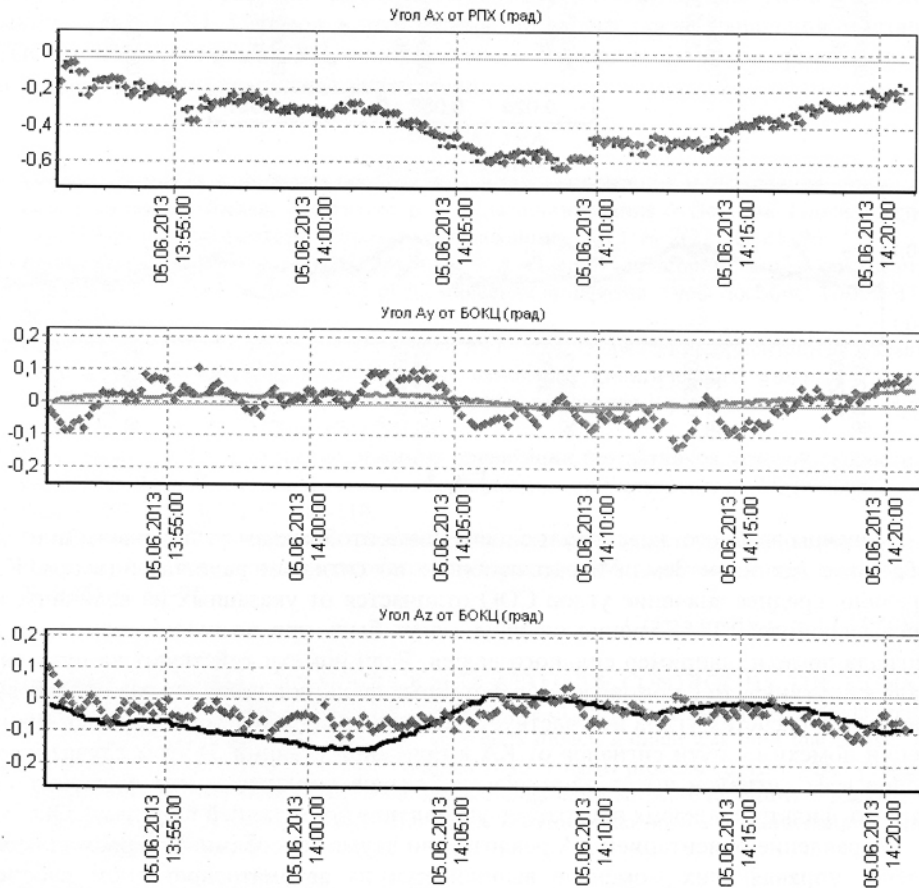


Рис. 2

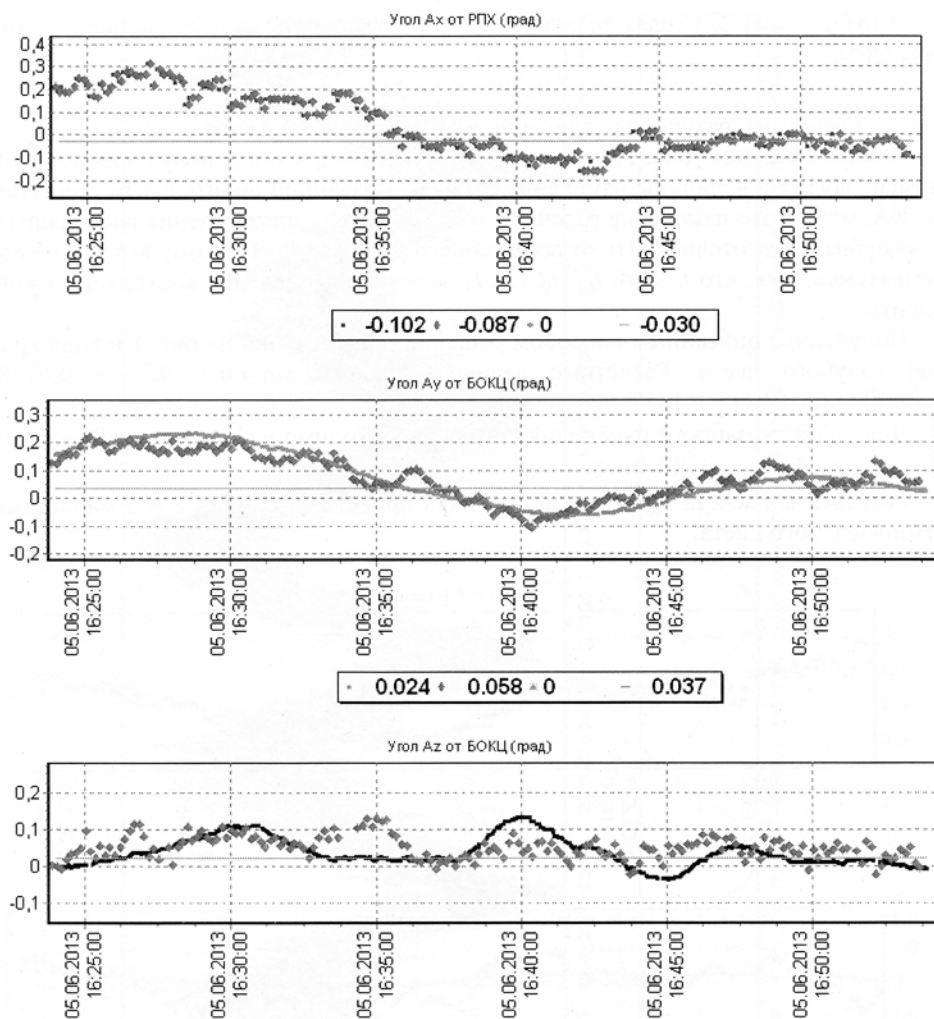


Рис. 3

Маркеры зелёного, красного и синего цвета отображают углы ориентации, измеренные датчиком Земли и рассчитанные по сигналам радиопеленгатора. Как правило, среднее значение углов СОО отличается от указанных на величину, не превышающую $0,1^\circ$. Большие отличия могут быть при возникновении на пути сигнала помехи, например сильного дождя. Если помехи действуют на пути сигнала к спутнику, то 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. В этом случае изменение всех сигналов имеет один знак и близкие амплитуды, что позволяет построить фильтр и вовремя прекратить управление ориентацией по углам СОО.

Управление ориентацией КА реализовано двумя способами. В первом способе расчёт управляющих моментов выполняется на автоматизированном рабочем месте СОО, после чего они по штатным каналам наземного контура управления

передаются в бортовой комплекс управления (БКУ), который формирует управление исполнительными органами – маховиками, создающими требуемый момент. Во втором способе рассчитанные СОО углы передаются в БКУ, который самостоятельно выполняет расчёт требуемых управляющих моментов и формирует соответствующие команды для маховиков.

В первом случае управление ориентацией КА выполняется в режиме «Прогноз» [3–5]. Для начала использования СОО в целях коррекции необходимы достоверные измерения углов ориентации, полученные от каких-либо датчиков, например звёздных. По этим углам выполняется начальная выставка режима СОО. В рассмотренном случае использовались углы крена и тангажа, полученные от блока определения координат центра Земли (БОКЦ), и углы рыскания, рассчитанные по сигналам бортового радиомаяка. На рис. 2 и 3 значения начальных углов ориентации спутника обозначены горизонтальной линией красного цвета. На этот же момент времени определяются значения мощности каждого сигнала, используемого для оценки ориентации. После начальной выставки СОО больше не использует внешней информации об ориентации спутника.

Во втором случае начальная выставка СОО выполняется так же, как и в первом. Управление ориентацией КА осуществляется в специально разработанном режиме системы управления движением (СУД) спутника, использующем для коррекции углы СОО. Перевод в этот режим допустим после начальной выставки СОО из любого режима СУД, использующего показания датчиков ориентации, по команде наземного комплекса управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Севастьянов Н.Н.* Концепция построения системы ориентации и управления движением спутника связи «Ямал». Штатная схема функционирования // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 2(22). С. 85–96.
2. *Бранец В.Н., Севастьянов Н.Н., Федулов Р.В.* Лекции по теории систем ориентации, управления движением и навигации космических аппаратов: учеб. пособие. Томск: ТГУ, 2013. 308 с.
3. *Севастьянов Н.Н., Таюрский Г.И., Банит Ю.Р. и др.* Управление ориентацией космических аппаратов «Ямал-200» по прогнозу изменения кинетического момента // Труды XLVI чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 13–15 сентября 2011 г.
4. *Севастьянов Н.Н.* Построение режимов ориентации без датчиков угловой скорости на СС «Ямал-200» // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 3(23). С. 104–110.
5. *Севастьянов Н.Н.* Повышение точности режима инерциального управления «прогноз» // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 6(26). С. 88–95.

Статья поступила 17.11.2013 г.

Sevast'yanov N.N. YAMAL-200 SPACECRAFTS ATTITUDE CONTROL BY THE SIGNALS OF ONBOARD REPEATER COMPLEX. On the basis of previously developed attitude control modes of Yamal-200 spacecrafts using inertial meters model, a mode was built that derives angular parameters from onboard repeater complex (ORC) signal processing. This paper proposes angular parameters generating circuit, structure and diagram of software & hardware package for the estimate of attitude control angles. This paper provides data on the implementation of this system in an actual product.

Keywords: orientation mode, analysis of changes in capacity, control reliability, signal spectrum analyzer, signal amplitude.