

зом, вся аппаратура АОИ использует один и тот же процессор, что создает дополнительные удобства в работе.

Отработанный комплект АИО прошел этап приемосдаточных испытаний, подтвердив при этом соответствие предъявленным в техническом задании требованиям, и передан заказчику.

В настоящее время «Сканекс» проводит разработку бортового программного обеспечения, а СибГАУ, как разработчик аппаратуры, оказывает техническую поддержку.

Таким образом, в результате проведенных работ определены основные технические решения, разработана, изготовлена, испытана и передана заказчику аппаратура системы информационного обмена бортового комплекса управления малого космического аппарата ТаблетСат. Запуск первого микроспутника-демонстратора серии ТаблетСат запланирован на конец 2014 г.

#### Библиографические ссылки

1. Шейнин Ю., Солохина Т., Петричкович Я. Технология SpaceWire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов // *Электроника* : НТБ. 2006. № 5. С. 64–75.
2. Сетевая архитектура бортового комплекса управления / Д. А. Никитин, В. Х. Ханов, М. Ю. Вер-

газов, С. А. Чекмарев // Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения УКИ-12 : тр. рос. конф. М. : ИПУ РАН, 2012. С. 1539–1546.

3. Сетевая архитектура сопряжения комплексов бортового оборудования космического аппарата / В. Х. Ханов, А. В. Шахматов, М. Ю. Вергазов, С. А. Чекмарев // *Вестник СибГАУ*. 2012. № 4 (44). С. 148–151.

4. Спутникс [Электронный ресурс]. URL: <http://www.sputnix.ru/ru/technologies> (дата обращения: 25.08.2013).

#### References

1. Sheinin Yu., Solokhina T., Petrichkovich Ya. *Elektronika, NTB*, 2006, no. 5, p. 64–75.
2. Nikitin D. A., Khanov V. Kh., Vergazov V. Yu., Chekmarev S. A. *Materialy nauchnoy konferentsii "Tehicheskie i programmie sredstva system izmereniya i kontrolya UKI-12"*. Moscow, IPU RAN, 2012, p. 1539–1546.
3. Khanov V. Kh., Shahmatov A. V., Vergazov V. Yu., Chekmarev S. A. *Vestnik SibGAU*. 2012, no. 4 (44), p. 148–151.
4. Sputniks, available at: <http://www.sputnix.ru/ru/technologies> (accessed 25 August 2013).

© Ханов В. Х., Шахматов А. В., Чекмарев С. А., Вергазов М. Ю., Лукин Ф. А., 2013

УДК 629.78

### СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

Е. Н. Якимов<sup>1</sup>, В. А. Раевский<sup>2</sup>, М. В. Лукьяненко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: yen@iss-reshetnev.ru.

<sup>2</sup>Сибирский аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sibgau-sau@mail.ru

*Рассмотрены актуальные вопросы исследования системы управления ориентацией космического аппарата (КА) с учетом того, что антенный блок КА специального назначения имеет большие габаритные размеры. По результатам синтеза системы управления ориентацией КА на высокоэллиптической орбите принято решение устанавливать антенны на корпусе неподвижно, а панели батареи солнечной (БС) должны быть подвижны относительно корпуса КА. Предложено применять электромеханические исполнительные органы (ЭМИО) не имеющие скрытого кинетического момента, а в качестве исполнительных органов, создающих внешние моменты, использовать реактивные двигатели. Для разворота панелей БС относительно корпуса КА необходимо использовать два привода БС, разгрузку ЭМИО необходимо осуществлять с помощью электромагнитных устройств (ЭМУ). Ориентация на Солнце и на Землю будет осуществляться по информации с оптического-электронных приборов.*

*Ключевые слова: система управления ориентацией, батарея солнечная, орбитальная система координат, степень свободы, кинетический момент, внешний момент, антенно-фидерная система, электромеханические исполнительные органы, электромагнитные устройства.*

## SYNTHESIS OF THE VEHICLE ORIENTATION CONTROL SUBSYSTEM AT THE HIGH ELLIPTIC ORBIT

E. N. Yakimov<sup>1</sup>, V. A. Raevskiy<sup>2</sup>, M. V. Lukyanenko<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”

52 Lenin street, Zheleznogorsk, Krasnoyarskiy Region, 662972, Russia. E-mail: yen@iss-reshetnev.ru.

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev

31 “Krasnoyarskiy Rabochiy” prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibgau-sau@mail.ru

*The article dwells upon the actual issues of the analysis of the control subsystem of a satellite with the account of the antenna unit being of high overall dimensions. According to the results of the synthesis of the vehicle orientation control subsystem of a highly elliptical satellite there came the decision to mount the antenna unit fixed stiff on the satellite and the solar array sections to rotate around the satellite body. It is proposed to utilize electromechanical servo-units that have no hidden angular moment and jet engines as servo-units producing external moments. Two drives should be used to rotate the solar array sections around the satellite body. Electromagnetic devices should be used to unload the electromechanical servo-units. The orientation on the Sun and the Earth is implemented with help of electro-optical sensors.*

*Keywords: vehicle orientation control subsystem, solar array, orbital coordinate system, degree of freedom, angular moment, external moment, antenna feeder, electromechanical servo-units, electromechanical servo-units.*

КА специального назначения должен обладать на орбите большой энергетикой и многометровой антенно-фидерной системой. Масса КА и подвижных элементов соизмеримы, а весовые ограничения, обусловленные средствами выведения, требуют применения легкой конструкции, имеющей поэтому очень малую жесткость.

В связи с тем, что антенный блок КА имеет большие габаритные размеры, принято устанавливать антенны на корпусе неподвижно, чтобы постоянно следить поверхностью фотопреобразователей за Солнцем.

При этом панели БС должны быть подвижны относительно корпуса КА. Следовательно, одна из осей КА в рабочем режиме должна с высокой точностью ориентироваться на Землю. При ориентации КА в орбитальной системе координат панели БС должны иметь две степени свободы, что усложняет конструкцию КА, приводит к затенению БС антенными отражателями и создает сложность с обеспечением тепловых режимов. Если ограничить подвижность БС одной степенью свободы, возникает необходимость ориентации плоскости КА, перпендикулярной оси вращения БС, относительно направления на Солнце, т. е. к так называемой Солнечно-Земной ориентации. На основании выше изложенного принято решение использовать приводы БС с одной степенью свободы.

При такой ориентации угол разворота нормали к поверхности БС составляет от  $-90$  до  $+90$  градусов. Электрическую связь панелей с корпусом КА можно осуществлять как через гибкий кабель, так и с помощью токосъемного устройства. При прохождении участков орбиты, на которых угол Солнце-объект-Земля (СОЗ) близок к  $180$  градусам (большие углы СОЗ), скорость вращения плоскости СОЗ превышает скорость, которая может быть реализована относительно оси, ориентированной на Землю с помощью исполнительных органов. За счет этого увеличивается

погрешность ориентации на Солнце. Уменьшение этой погрешности достигается разворотом КА относительно указанной оси с упреждением (КА начинает разворачиваться до прохождения точки максимального угла СОЗ). При прохождении теневых участков Земли (малые углы СОЗ) осуществляется разворот КА относительно той же оси и панелей БС таким образом, чтобы при выходе из тени Земли нормаль к поверхности БС была ориентирована на Солнце, т. е. в рабочем состоянии КА должен постоянно вращаться в инерциальном пространстве. Поэтому необходимо применять ЭМИО, которые не имеют скрытого кинетического момента. В качестве исполнительных органов, создающих внешние моменты, используются реактивные двигатели. Для разворота панелей БС относительно корпуса КА используются два привода БС. Разгрузка ЭМИО осуществляется с помощью ЭМУ. Ориентация на Солнце и Землю осуществляется по информации с оптико-электронных приборов [1; 2].

Конструктивная схема, связанные оси и некоторые характерные размеры КА показаны на рис. 1, 2.

Для функционирования системы ориентации и стабилизации (СОС) необходимы следующие чувствительные элементы:

- измеритель угловых скоростей по каждой из осей КА для успокоения КА после отделения от ракеты-носителя и проведения начальных режимов;
- оптико-электронные приборы, по информации с которых возможно проведение ориентации на Солнце и Землю;
- гироскопический прибор для штатной ориентации.

Анализ показывает, что все задачи ориентации КА специального назначения на выбранной орбите решаются звездным визирующим прибором, и приборами ориентации на Землю и Солнце.



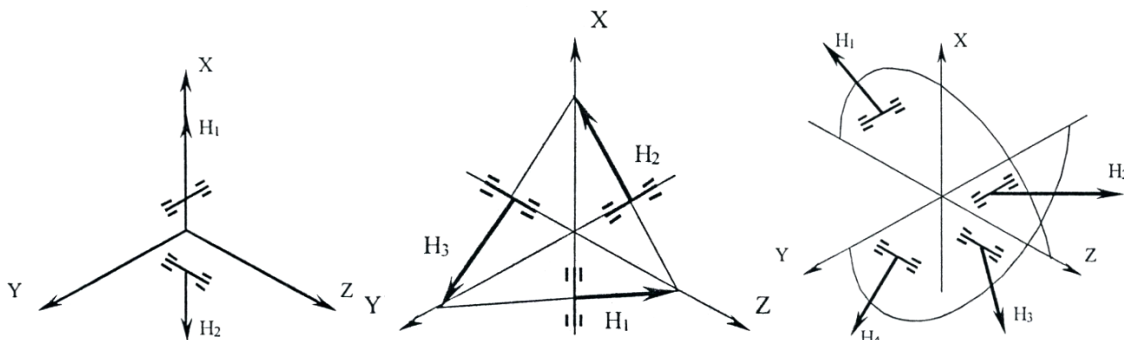


Рис. 3. Гиродинамические схемы

### Характеристики ЭМИО с использованием УДМ и ГД

Характеристика ЭМИО	При использовании УДМ	При использовании ГД
Количество УДМ (ГД), шт.	6	4
Управляющий момент относительно оси, Н·м	0,4–0,6	2
Кинетический момент, Н·м·с	70	200
Масса, кг	84	90–120

Основные характеристики ЭМИО с использованием УДМ и ГД приведены в таблице.

Так как ЭМИО не должны иметь скрытого кинетического момента, можно применить: управляющие двигатели-маховики (УДМ) или двухступенные гиросtabilизаторы (гиродины) ЭМИО, которые парируют внешние возмущающие моменты, обеспечивая необходимую скорость относительно осей  $OY$ ,  $OZ$  при прохождении перигейного участка орбиты, обеспечивают необходимую скорость относительно оси  $OX$  при прохождении малых и больших углов  $CO3$ , и необходимую скорость относительно осей  $OY$  и  $OZ$  при ориентации КА, а также относительно осей  $OX$  и  $OZ$  при ориентации перед проведением коррекции орбиты и восстановлении ориентации на Землю после ее проведения. Приемлемую массу аппарата реализовать, без разгрузки накапливаемого кинетического момента с помощью геомагнитного поля, невозможно.

Разгрузка ЭМИО должна осуществляться электромагнитами. ЭМУ при прохождении перигея, где индукция магнитного поля Земли имеет достаточную величину.

Угловая скорость разворота  $\omega_{\text{xp}}$  КА относительно оси  $OX$  при упреждающем развороте определяется по формуле:  $\omega_{\text{xp}} \geq \dot{E}$ , где  $\dot{E}$  – средняя орбитальная скорость во время разворота.

Ориентацию перед проведением коррекции предполагается проводить путем разворота КА относительно нормали к плоскости орбиты до совмещения оси  $OX$  с направлением вектора линейной скорости КА (максимальный угол разворота  $\sim 180^\circ$ ) с одновременным отсоединением плоскостью  $XOY$  направления на Солнце.

Проведен сравнительный анализ ЭМИО на основе УДМ с тремя и шестью маховиками а также ЭМИО на основе гиродина (ГД) [3]. Рассмотрены двух, трех и четырех гиродинамические схемы (рис. 3).

При использовании двух УДМ по одному каналу в штатном режиме возможен алгоритм прохождения точки нулевого кинетического момента:

- при создании положительного момента по оси на первый УДМ подается управляющее воздействие соответствующее этому моменту, второй УДМ при этом стабилизируется на некоторой небольшой величине кинетического момента противоположного знака;
- при создании отрицательного момента первый УДМ тормозится до уровня стабилизации, при этом второй УДМ находится в режиме стабилизации, после чего начинается выдача управляющих воздействий на второй УДМ. При этом, ни один УДМ не проходит через нуль кинетического момента.

Использование двух УДМ по каналу ориентации при работе по целевому назначению позволяет смещать диапазон рабочих скоростей УДМ путем задания необходимого уровня стабилизации. Тем самым смещается диапазон частот возмущающих моментов, действующих на КА со стороны УДМ. Возможно смещение диапазона рабочих скоростей УДМ по каждому из каналов ориентации по заданной программе.

В системе ориентации применен гироскопический прибор, позволяющий решать следующие задачи:

- управление штатной ориентацией с периодической калибровкой по информации с прибора звездного (ПЗВ);
- управление ориентацией при проведении коррекции орбиты;
- управление штатной ориентацией с калибровкой по информации с прибора ориентации на Солнце (ПОС) и прибора ориентации на Землю (ПОЗ);
- управление при проведении разгрузки ЭМИО с использованием гравитационного и магнитного полей Земли;
- управление при прохождении перигейного участка орбиты.

В качестве гиросприбора применен блок интегрирующих гироскопов (БИГ), дающий информацию об угловых скоростях КА с высокой точностью. В составе СОС необходимо устройство поворота БС (УПБС) с двумя приводами и ЭМУ для разгрузки ЭМИО.

Схема расположения приборов СОС относительно связанной системы координат показана на рис. 4.

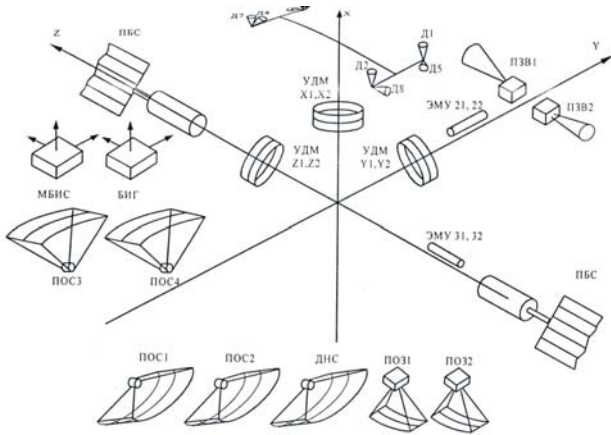


Рис. 4. Схема расположения приборов СОС

Разработана логика работы СОС. Режим успокоения (РУ) предназначен для гашения начальных угловых скоростей. Чувствительным элементом в РУ является датчик угловой скорости (ДУС), а исполнительными органами двигатели ориентации двигательной установки. Критерием окончания РУ является отсутствие угловых скоростей по каналам  $OX$ ,  $OY$  и  $OZ$ .

Режим начальной солнечной ориентации (РНСО) предназначен для ориентации нормалей к поверхности БС на Солнце. РНСО делится на два подрежима: режим начальной ориентации на Солнце оси минус  $OX$  (РНСОХ) и режим начальной ориентации на Солнце оси минус  $OY$  (РНСОУ).

В РНСОХ обеспечивается ориентация на Солнце оси минус  $OX$ , по которой направлены нормали к поверхности БС после раскрытия. Чувствительными элементами в РНСОХ являются ДУС и ПОС, а исполнительными органами УДМ.

В РНСОХ осуществляется разворот с поисковой скоростью относительно оси  $OY$  при поддержании скоростей близкими к нулю, по осям  $OZ$  и  $OX$  до попадания Солнца в поле зрения подключенного к управлению ПОС, последующая ориентация оси минус  $OX$  на Солнце и отслеживание осью минус  $OX$  этого направления. В процессе приведения оси минус  $OX$  на Солнце и отслеживания осью минус  $OX$  этого направления по информации с ПОС вычисляются углы отклонения проекции направления на Солнце на плоскость  $YOZ$  от оси  $OZ$ , на плоскость  $XOZ$  от оси минус  $OY$  и на плоскость  $XOY$  от оси минус  $OX$  для управления относительно осей  $OX$ ,  $OY$  и  $OZ$ .

При выходе Солнца из поля зрения ПОС по каналу управления относительно оси  $OY$  формируется управляющий момент на возвращение Солнца в поле зрения ПОС по знаку угла отклонения перед выходом Солнца из поля зрения ПОС. При этом по каналам

управления относительно осей  $OZ$  и  $OX$  обеспечивается гашение скорости.

В РНСОУ осуществляется разворот панелей БС из положения, в котором нормали к плоскости БС совпадают с осью минус  $OX$ , в положение, в котором нормали к поверхности БС совпадают с осью минус  $OY$ , с одновременным отслеживанием нормальными к поверхности БС направления на Солнце. Чувствительными элементами для реализации алгоритма управления в РНСОУ являются блок измерения скорости (БИС) и ПОС. В качестве исполнительных органов в РНСОУ используются УПБС и УДМ.

В режиме начальной ориентации на Землю (РНОЗ) обеспечивается поиск Земли при сохранении ориентации оси минус  $OY$  на Солнце, последующая ориентация оси минус  $OX$  на Землю. В процессе ориентации и отслеживания направления на Землю поддерживается ориентация панелей БС на Солнце. Чувствительными элементами в РНОЗ являются БИС, ПОС и ПОЗ. В качестве исполнительных органов используются УПБС и УДМ.

В РНОЗ при проведении поиска Земли определяются углы отклонения проекций направления на Солнце в плоскостях КА. По каналам управления относительно осей  $OX$  и  $OZ$  управление осуществляется так же как в РНСО. Панели БС в процессе поиска неподвижны. По каналу управления относительно оси  $OY$  управление обеспечивается вращением КА с постоянной скоростью по информации с БИС. При попадании Земли в поле зрения ПОЗ прекращается вращение по оси  $OY$ , к управлению относительно осей  $OY$  и  $OZ$  подключается ПОЗ, разрешается включение УПБС по разностному сигналу между углом с ПОС и углом поворота БС, измеряемыми в плоскости  $XOY$  от оси минус  $OY$ .

Далее осуществляется приведение оси минус  $OX$  к центру Земли путем разворотов КА относительно осей  $OY$ ,  $OZ$  с помощью УДМ по сигналам с ПОЗ, удержание нормалей к поверхности БС в направлении на Солнце путем разворотов КА относительно оси  $OX$  с помощью УДМ по сигналам с ПОС и разворотов нормалей к поверхности БС по разности между углом с ПОС и углом поворота БС при помощи УПБС.

В режиме ориентации на Землю (РОЗ) обеспечивается ориентация оси минус  $OX$  на заданную точку земной поверхности, ориентация плоскости  $XOY$  относительно направления на Солнце и ориентация нормалей к плоскости панелей БС на Солнце.

В качестве чувствительных элементов в РОЗ используются БИГ, ПОС, ПОЗ и ПЗВ. В качестве исполнительных органов используются ЭМИО и УПБС. В РОЗ для проведения разгрузки УДМ используются ЭМУ. Информация с ПЗВ используется для калибровки БИГ.

В РОЗ предполагается использовать необходимую информацию: матрицы перехода между геоцентрической и орбитальной, геоцентрической и солнечно-земной, геоцентрической и смещенной солнечно-земной и геоцентрической и солнечной системами координат, а также текущий аргумент широты, теку-

щий угол между осью  $OY_0$  орбитальной системы координат и проекцией направления на Солнце на плоскость  $OZ_0Y_0$  орбитальной системы координат, текущий угол СОЗ (Солнце-КА-точка С на поверхности Земли), время прохождения максимального угла СОЗ, угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, скорость вращения плоскости СОЗ, время входа в тень Земли (Луны), время выхода из тени Земли (Луны), угол между осью  $OY_0$  и проекцией направления на Солнце на плоскость  $OZ_0Y_0$  на время входа в тень Земли и выхода из тени Земли.

Управление УПБС осуществляется поворотом по сигналу разности между углом с ПОС в плоскости  $XOY$  и углом поворота БС, поступающим с соответствующей схемы измерения угла устройства поворотных панелей.

Прохождение малых и больших углов СОЗ осуществляется с разворотом КА вокруг оси  $OX$ . При прохождении больших углов СОЗ формируется упреждающий разворот относительно оси  $OX$  до момента прохождения максимального угла СОЗ. При угле между осью  $OX$  и направлением на Солнце меньше заданного значения выполняются следующие действия:

- определяется угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения максимального угла СОЗ;

- определяется угол разворота относительно оси  $OX$  в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, в которой ось  $OY$  должна быть перпендикулярна плоскости орбиты;

- определяется время разворота по оси  $OX$  на указанный выше угол, при заданной скорости разворота вокруг оси  $OX$ ;

- определяется время прохождения по орбите угла от текущего положения до точки прохождения максимального угла СОЗ;

- как только время необходимое для разворота вокруг оси  $OX$  на вычисленный угол разворота становится больше времени прохождения по орбите угла от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, формируется признак больших углов СОЗ и признак на упреждающий разворот КА относительно оси  $OX$ .

Одновременно ПОС отключается от управления по каналу относительно оси  $OX$ . Скорость разворота и угол разворота при упреждающем развороте контролируются по информации с БИГ. Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения больших углов СОЗ при угле между плоскостью  $XOY$  и плоскостью СОЗ меньше заданного значения. Далее ориентация осуществляется по алгоритму РОЗ, описанному ранее.

Малые углы СОЗ характеризуются наличием тени Земли. Приближение теневого участка определяется путем сравнения измеренного с помощью ПОС угла между осью минус  $OX$  и давлением на Солнце с угловым размером Земли, если угол между плоскостью

орбиты и направлением на Солнце меньше углового размера Земли.

Управление по оси  $OX$  во время прохождения тени Земли осуществляется по информации с БИГ. При входе в тень осуществляется разворот КА относительно оси  $OX$  на такой угол, чтобы после выхода из тени Земли Солнце находилось в плоскости  $XOY$  со стороны оси –  $OY$ . Требуемый угол разворота может вычисляться по информации, получаемой с приборов СОС. Текущий угол поворота определяется по информации с БИГ. После выхода из тени Земли управление по оси  $OX$  осуществляется по информации с ПЗВ, контроль за ориентацией на Солнце осуществляется по информации с ПОС.

При ориентации в режиме проведения коррекции (РПК) орбиты осуществляется совмещение оси  $OX$  КА с вектором линейной скорости КА и отслеживание этого направления при сохранении ориентации плоскости  $XOY$  относительно направления на Солнце.

Чувствительными элементами в РПК являются БИГ и ПОС, а исполнительными органами ЭМИО и ракетные двигатели ориентации.

В РПК предусматривается установка панелей БС нормальными к поверхности БС параллельно оси  $OX$  КА. При этом установка нормали к поверхности БС по оси  $OX$  (минус  $OX$ ) производится таким образом, чтобы угол между направлением на Солнце и нормальными к поверхности БС на момент установки был меньше 90 градусов.

Анализ действующих на КА возмущений показывает, что величина импульса тяги реактивных двигателей, необходимая для работы СОС в течении необходимого срока активного существования, значительно превышает величину запаса рабочего тела, предусмотренного на борту, исходя из возможностей существующих средств выведения КА. Установка дополнительных баков также повлечет за собой большое увеличение массы КА и усложнение конструкции.

Требуемый импульс тяги можно уменьшить, предусмотрев магнитную разгрузку ЭМИ. Для обеспечения магнитной разгрузки в состав СОС должны входить электромагнитные устройства, позволяющие формировать магнитные моменты относительно связанных осей  $OX$  и  $OZ$ . Использование магнитной разгрузки эффективно только в области перигея орбиты. Определено, что формирование магнитных моментов ЭМУ будет осуществляться при значениях угла истинной аномалии от 0 до 70° и от 290° до 360°.

Магнитная разгрузка обеспечивает полную разгрузку импульса внешних возмущающих моментов за виток, исключая его накопление с течением времени, а дополнительный вес ЭМУ на порядок меньше веса сэкономленного рабочего тела двигателей. Кроме того, дополнительно проработано применение гравитационной разгрузки за счет отклонения КА на перигейном участке орбиты на углы до 45° по каналам крена и тангажа. Знак отклонения определяется знаком накопленного кинетического момента. При наличии разности между моментами инерции КА по осям

$OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$  это приведет к появлению механического момента, направленного на разгрузку ЭМИО.

Исследована так же схема разгрузки накопленного кинетического момента, совпадающего с направлением на Солнце за счет эффекта радиационного пропеллера, получаемого путем разворота панелей БС относительно оси  $OZ$  на углы  $5^\circ$ – $10^\circ$  в противоположные стороны от направления на Солнце. Данный метод разгрузки применим на всех участках орбиты.

#### Библиографические ссылки

1. Раевский В. А., Якимов Е. Н. Дополнение к эскизному проекту по теме 11Ф141, 2004.
2. Техническое задание на гиродин ГД-02-150(771.ТЗ) / Е. Н. Якимов и др. 2003.

3. Лукьяненко М. В., Раевский В. А., Якимов Е. Н. Анализ динамики системы ориентации и стабилизации упругого космического аппарата с гироскопическим комплексом на основе гиродин ГД-02-150 // Вестник СибГАУ. 2013. № 2 (48). С. 143–153.

#### References

1. Raevskiy V. A., Yakimov E. N. *Dopolneniye k eskiznomu proyektu po teme 11F141* (The supplement to the draft design of the 11Ф141 project), 2004.
2. Yakimov E. N. and et. al. *Tekhnicheskoye zadaniye na girodin GD-02-150 (771.TZ)* (Requirements specification on the ГД-02-150 (771.ТЗ) gyrodyne), 2003.
3. Lukyanenko M. V., Raevskiy V. A., Yakimov E. N. // *Vestnik SibGAU*, 2013, № 2 (48), p. 143–153.

© Якимов Е. Н., Раевский В. А., Лукьяненко М. В., 2013