УДК 629.78 : 681.51

УПРАВЛЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЕМ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА СВЯЗИ В РЕЖИМЕ ДЛИТЕЛЬНОЙ КОНСЕРВАЦИИ

© 2021 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия ² Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 07.12.2021

Разрабатываются методы анализа пространственного движения спутника на геостационарной орбите в режиме длительной консервации с эпизодическим включением системы управления. Представляются результаты компьютерной имитации движения геостационарного спутника связи в течение года с выполнением ежеквартальной коррекции.

Ключевые слова: геостационарная орбита, космический аппарат, управление движением, длительная консервация.

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-6-149-156

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

Первые попытки создания низкоорбитальных спутниковых систем связи (Teledesic, Iridium, Globalstar) потерпели крах в начале 2000 гг. в основном из-за экономических факторов. В настоящее время эта идея настойчиво навязывается в связи с возросшими требованиями к глобальности, скорости и объемам информационного обмена. В различных странах уже приступили к реализации таких систем, состоящих из тысяч мини-спутников связи на низких орбитах высотой от 500 до 1600 км, именно систем OneWeb (Великобритания), LeoSal, Boeing NGSO, StarLink (США), Telesat LEO (Канада), LinkSure Swarm (Китай) и др.

Достойный ответ традиционной космической связи [1], рис. 1, на основе геостационарных платформ противостоит этим вызовам. Такие платформы собираются на геостационарной

Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН: начальник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail e somov@mail.ru Бутырин Сергей Анфимович, старший научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник лаборатории «Моделирования систем управления» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butvrinsa@mail.ru Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s somov@mail.ru Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru



Рис. 1. Российский ГСС Экспресс-АМ5/АМ6

орбите (ГСО) космическими роботами-манипуляторами (КРМ) [2] из сменных и пополняемых компонентов, а затем регулярно обслуживаются КРМ в течение нескольких десятилетий.

Современные геостационарные спутники связи (ГСС) обычно имеют гарантированный срок активного существования (САС) 15 лет.

При продлении срока службы такого спутника важнейшей является проблема дозаправки топливом его электрореактивных двигательных установок (ЭДУ), например, с помощью смены соответствующих топливных баков. Баки, заправленные топливом, в течение примерно 4 месяцев должны доставляться космическим роботом по комбинированной схеме его выведения в окрестность точки стояния ГСС на ГСО. Однако из-за технических и организационно-технических рисков такое выведение КРМ с топливными баками может задержаться на несколько месяцев, поэтому в проектах перспективных геостационарных информационных платформ предусмотрен режим консервации ГСС с допустимой длительностью не менее 1 года.

Сущность режима длительной консервации заключается в пассивном полёте ГСС с обеспе-

чением положительного среднего баланса его системы электроснабжения и эпизодическим включением его системы управления движением (СУД) для удержания ГСС в окрестности заданной точки его стояния на ГСО.

В статье кратко представляются разработанная стратегия управления пространственным движением ГСС в режиме длительной консервации и некоторые результаты компьютерной имитации этого режима для ГСС с крупногабаритными панелями солнечных батарей (СБ).

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ЗАДАЧИ

Инерциальными системами координат (ИСК), используемыми для описания пространственного движения КА, являются геоцентрическая экваториальная система координат (СК) $I_{\oplus}(O_{\oplus}X_e^{i}Y_e^{i}Z_e^{i})$ и солнечно-эклиптическая СК $I_s(O_sX_s^{i}Y_s^{i}Z_s^{i})$, рис. 2.

Начало ИСК $\, I_\oplus \,$ расположено в центре Земли $\,O_{\oplus}^{}$, ось $\,X_e^{\scriptscriptstyle I}\,$ направлена в точку весеннего равноденствия $\tilde{\Upsilon}$, а ось Z_e^{ι} – на Северный полюс мира P_N по оси суточного вращения Земли с угловой скоростью $\,\omega_{\rm e} = \omega_{\oplus}\,.\,$ ИСК $\,I_{\,\rm s}\,$ имеет начало в центре Солнца \mathbf{O}_{s} , её ось $\mathbf{X}_{s}^{^{\scriptscriptstyle I}}$ также направлена в точку Υ , а оси $\,Y_{s}^{\scriptscriptstyle \rm I}\,$ и $\,Z_{s}^{\scriptscriptstyle \rm I}\,$ получаются поворотом соответствующих осей $Y_e^{\scriptscriptstyle \rm I}$, $Z_e^{\scriptscriptstyle \rm I}$ на угол ε_{e} относительно оси $X_{e}^{i}(X_{s}^{i})$. Угол ε_{e} между плоскостями земного экватора $X_e^{\scriptscriptstyle \mathrm{I}} \: O_\oplus Y_e^{\scriptscriptstyle \mathrm{I}}$ и эклиптики $X_s^{_1}O_sY_s^{_1}$ равен 0.41015234 рад (23.44 град), см. рис. 2. В ИСК \mathbf{I}_\oplus орт $\mathbf{e}_{_{\mathrm{S}}}$ направления из центра Солнца к центру Земли имеет вид $\mathbf{e}_{s}^{I}(t) = [-\varepsilon_{e}]_{1} [-\rho_{s}(t)]_{3} \{1,0,0\}$, где $\rho_{s}(t) = \rho_{s}^{0} + \omega_{s}(t-t_{0}), \rho_{s}^{0} = \rho_{s}(t_{0}), t_{0}$ – некоторый начальный момент времени, $\omega_{c} = 0.19965 \cdot 10^{-6}$ с⁻¹- средняя угловая скорость обращения Земли вокруг Солнца в плоскости эклиптики за тропический год (365.2422 средних солнечных суток). Здесь и далее используются общепринятые обозначения $\{\cdot\} = \operatorname{col}(\cdot), \ [\cdot] = \operatorname{line}(\cdot), \ \langle, \rangle, (\cdot)^{t}, \ [\times]$ и °, ~ для векторов, матриц и кватернионов,



Рис. 2. Инерциальные СК и орбита Земли

матрицы $[\alpha]_i$ элементарного поворота вокруг *i*-ой оси на угол α , а также

$$i = 1,2,3 \equiv 1 \div 3 = x, y, z; C_{\alpha} \equiv \cos \alpha, S_{\alpha} \equiv \sin \alpha$$
.

Астрономическая долгота Солнца λ_s , которая определяется в ИСК \mathbf{I}_{\oplus} как угол между направлением на точку весны Υ и ортом $\mathbf{s} = -\mathbf{e}_s$ направления от центра Земли к центру Солнца, вычисляется по формуле $\lambda_s(t) = \pi + \rho_s(t)$.

Плоскость орбиты КА в ИСК определяют долгота восходящего узла Ω_{\Box} и наклонение i_{\Box} , рис. 3. Положение центра масс КА на эллиптической орбите с эксцентриситетом e определяется вектором $\mathbf{r}(t)$ и истинной аномалией v(t), отсчитываемой от перигелия орбиты π , который находится на угловом расстоянии ω_{π} от её восходящего узла в направлении движении центра масс (ЦМ).

Орбитальная система координат (ОСК) **О** $(Ox^{\circ}y^{\circ}z^{\circ})$ с началом в центре масс КА ^О и ортами $\mathbf{r}^{\circ}, \mathbf{\tau}^{\circ}, \mathbf{n}^{\circ}$ имеет следующие направления осей и ортов: ось Ox° направлена по радиали – орту \mathbf{r}° вектора $\mathbf{r}_{1}(t)$, ось Oz° – по орту нормали \mathbf{n}° к плоскости орбиты, а ось Oy° с ортом трансверсали $\mathbf{\tau}^{\circ}$ дополняет ОСК до правой ортогональной – принадлежит плоскости орбиты, перпендикулярна оси Ox° и направлена в сторону орбитального движения ЦМ спутника, см. рис. 3. Вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^{\circ}$ орбитального движения ЦМ КА определяется как $\boldsymbol{\omega}^{\circ} = \boldsymbol{\omega}^{\circ}(t)\mathbf{n}^{\circ} \equiv \dot{\mathbf{v}}(t)\mathbf{n}^{\circ}$.

Используются связная с корпусом КА система координат (ССК) $\mathbf{B}(Oxyz)$ (body) с ортами \mathbf{b}_i , $i = 1,2,3 \equiv 1 \div 3 \equiv x, y, z$, которые направлены по соответствующим осям ССК, и центральная связанная система координат (ЦССК) $\mathbf{B}^c (Ox^c y^c z^c)$ с ортами \mathbf{b}_i^c , направленными по главным центральным осям тензора инерции $\mathbf{J} = ||J_{ij}||$ спутника. Ориентация ЦССК \mathbf{B}^c в ССК \mathbf{B} определяется ортогональной матрицей $\mathbf{V}_b^c \equiv \mathbf{V}^c = [\mathbf{v}_i^c]$ направляющих косинусов координатного перехода, составленной из норми-



Рис. 3. Орбита КА и орбитальная СК

рованных собственных векторов \mathbf{V}_i^c матрицы инерции **J**, а также кватернионом $\mathbf{\Lambda}_b^c \equiv \mathbf{\Lambda}^c$. В центральной связанной системе координат тензор инерции спутника имеет диагональное представление $\mathbf{J}^c = \operatorname{diag}(J_i^c)$ и вычисляется по явному соотношению $\mathbf{J}^c = (\mathbf{V}^c)^t \mathbf{J} \mathbf{V}^c$. Ориентация ЦССК в ОСК определяется углами ϕ_1^c , ϕ_2^c и ϕ_3^c в последовательности 132.

Ориентация ССК **B** в ИСК I_{\oplus} определяется кватернионом $\Lambda_{I}^{b} \equiv \Lambda = (\lambda_{0}, \lambda)$, где $\lambda = \{\lambda_{i}\}$, а в ОСК – углами рыскания $\phi_{1} = \psi$, крена $\phi_{2} = \phi$ и тангажа $\phi_{3} = \theta$ в последовательности 132, а также матрицей направляющих косинусов $\mathbf{C}_{o}^{b} \equiv \mathbf{C}^{o} = [\phi_{2}]_{2} [\phi_{3}]_{3} [\phi_{1}]_{1}$ координатного перехода от ОСК к ССК и кватернионом $\Lambda_{o}^{b} \equiv \Lambda^{o}$. Связанная с панелями солнечных батарей

Связанная с панелями солнечных батарей (СБ) система координат (РСК) $\mathbf{P}(O^p x^p y^p z^p)$ определяется так: ось $O^p z^p$ и орт \mathbf{p}_3 совпадают по направлению с осью Oz и ортом \mathbf{b}_3 ССК, ось $O^p x^p$ и орт \mathbf{p}_1 направлены по нормали \mathbf{n}^p к плоскости фотоэлементов СБ, а ось $O^p y^p$ с ортом \mathbf{p}_2 дополняют РСК до правой ортогональной. Угловое положение панелей СБ относительно ССК определяется углом γ их поворота вокруг оси Oz ССК. В парковом положении СБ угол $\gamma = 0$, когда направления осей РСК и ССК совпадают, см. рис. 4, где ССК Oxyz спутника также совпадает с ОСК.

В СУД космического аппарата (КА) на ГСО применяются исполнительные органы в виде кластера двигателей-маховиков (ДМ) с цифровым управлением и ЭДУ на основе как плазменных, так и каталитических электрореактивных двигателей (ЭРД), а также электромеханический привод панелей СБ. В штатном режиме работы ГСС измерение кинематических параметров его движения выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС)

в штатном режиме

с коррекцией сигналами от навигационных спутников GPS/ ГЛОНАСС и звездных датчиков, ГСС стабилизируется в ОСК кластером ДМ, когда электрические оси его приёмно-передающих антенн, параллельные оси Ox ССК, направлены в надир, а нормаль \mathbf{n}^{p} к плоскости фотоэлементов СБ регулярно наводится на Солнце с помощью электромеханического привода, см. рис. 4.

Диагональные элементы J_{ii} тензора инерции $\mathbf{J} = ||J_{ij}||$ представляют моменты инерции КА относительно осей его ССК $\mathbf{B}(Oxyz)$, именно $J_x = J_{11}, J_y = J_{22}$ и $J_z = J_{33}$. Особенность стандартно применяемой компоновки конструкции ГСС заключается в соотношении $J_y > J_x > J_z$, что в штатном режиме приводит к проблемам гравитационной устойчивости углового положения ГСС в ОСК. Естественно эта особенность проявляется и для главных центральных моментов инерции J_i^c спутника, именно в виде $J_y^c > J_x^c > J_z^c$. При пассивном полёте ГСС его угловое дви-

При пассивном полёте ГСС его угловое движение в ОСК в основном зависит от изменений вектора $\mathbf{M}^{s} = \{M_{i}^{s}\}$ моментов сил солнечного давления (ССД) и вектора $\mathbf{M}^{g} = \{M_{i}^{g}\}$ гравитационных моментов, обусловленных влиянием гравитационных полей Земли, Луны и Солнца. Задача состоит в разработке стратегии управления пространственным движением ГСС в режиме длительной консервации и апробации этой стратегии на основе методов компьютерной имитации.

СТРАТЕГИЯ КОНСЕРВАЦИИ

Разработанная стратегия основана на следующих последовательно выполняемых действиях.

1. При штатной ориентации ГСС в ОСК приведение панелей СБ в парковое положение, когда угол $\gamma = 0$, см. рис. 5;

2. Разворот корпуса ГСС в ОСК в положение, когда ось Oy^c его ЦССК с ортом \mathbf{b}_2^c и макси-



Рис. 5. ОСК, ССК и РСК в режиме консервации

мальным главным центральным моментом инерции J_y^c направлена по оси Oz^o – по орту нормали \mathbf{n}^o к плоскости орбиты, а ось Oz^c ЦССК с ортом $\mathbf{b}_3^{\mathrm{c}}$ и минимальным главным центральным моментом инерции J_z^c – по орту радиали \mathbf{r}° , см. рис. 5. Пусть требуемое угловое положение ГСС задаётся кватернионом $\mathbf{\Lambda}^{d}$. Тогда погрешность ориентации ССК О хуг определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \widetilde{\mathbf{\Lambda}}^{\mathrm{d}} \circ \mathbf{\Lambda}$ при векторе $\mathbf{e} = \{e_i\}$, которому соответствуют матрица ошибки ориентации $\mathbf{C}^{e} = \mathbf{I}_{3} - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_{e}^{t}$, где матрица $\mathbf{Q}_{e} = \mathbf{I}_{3}e_{0} + [\mathbf{e}\times]$, вектор моди-фицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{e}} = \{\boldsymbol{\sigma}_{i}^{\mathrm{e}}\} = \mathbf{e}/(1+e_{0}) = \mathbf{e}^{\mathrm{e}} \operatorname{tg}(\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{e}}/4)$ С opтом \mathbf{e}^{e} оси Эйлера и углом Φ^{e} собственного поворота, а также вектор угловой погреш- $\delta \mathbf{\phi} = \{ \delta \phi_i \} = \{ 4\sigma_i^e \}$. Вектор ошибки ности $\delta \omega(t) \equiv \omega^{e}(t)$ по угловой скорости вычисляется на основе соотношения $\boldsymbol{\omega}^{e} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^{e} \boldsymbol{\omega}^{o}(t)$. Данный разворот выполняется с помошью кластера ДМ и эталонной модели наведения для вектора МПР [3,4].

3. Разгон вращения корпуса ГСС вокруг оси Oy^c , расположенной вблизи орта нормали \mathbf{n}^o к плоскости орбиты. Такой разгон до заданной скорости вращения $\boldsymbol{\omega}^d$ (см. рис. 5) с последующей стабилизацией выполняется кластером ДМ по сигналам эталонной модели наведения.

4. Торможение роторов ДМ и стабилизация вращения корпуса ГСС с заданной скоростью с помощью ЭДУ на основе каталитических ЭРД при широтно-импульсной модуляции (ШИМ) их тяги.

5. Выключение СУД и пассивный полёт ГСС, стабилизированного вращением [5], на временном интервале длительностью до 3 месяцев. Такие интервалы далее могут повторяться при кратковременном включении СУД для коррекции орбиты ГСС и возвращения его расположения в окрестность заданной точки стояния на ГСО.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИИ

Исследовались динамические процессы при длительной консервации ГСС с массой 3500 кг и тензором инерции



$$\mathbf{J} \equiv ||J_{ij}|| = \begin{bmatrix} 15800 & -200 & -20 \\ -200 & 21000 & 0 \\ -20 & 0 & 6100 \end{bmatrix}$$

в стандартной размерности при значении угла $\gamma = 0$. При этом предполагалось, что ГСС имеет две крупногабаритные панели СБ площадью 40 м² каждая, т.е. суммарная площадь панелей составляет 80 м². В ЦССК указанный тензор инерции спутника имеет диагональное представление

 $\mathbf{J}^{c} = \text{diag}(16099, 20808, 5991)$.

Компьютерная имитация моментов ССД выполнялась по известным аналитическим соотношениям с учетом различий в значениях коэффициентов отражения и поглощения светового потока для основной и тыльной сторон панелей СБ.

На рис. 6 приведены изменения углов рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 и тангажа ϕ_3 в последовательности 132, а также угла Φ^e при развороте ГСС на интервале времени $t \in [0, 940]$ с в его гравитационно-устойчивое положение в орбитальной системе координат, а рис. 7 представляет управляющие моменты всех четырех ДМ при завершении такого разворота ГСС.

На рис. 8 и 9 приведены некоторые результаты имитации работы СУД в процессе подготовки ГСС к очередному пассивному полёту длительностью до 1 квартала (3 месяцев). Здесь в дополнении к рисункам 6 и 7 выполняются такие этапы:

(i) $\forall t \in [940,2944]$ с – угловая стабилизация ГСС в гравитационно-устойчивом положении, бортовая оценка возмущающих моментов ССД по доступным измерениям;

(ii) $\forall t \in [2944, 3944]$ с – разгон вращения ГСС по орту \mathbf{b}_2^c с помощью кластера ДМ до значения угловой скорости $\omega^d = 24\omega_e = 0.1$ град/с (1 об/час) с последующей стабилизацией;

(iii) $\forall t \in [3944, 4944]$ с – сброс вектора кинетического момента кластера ДМ с помощью ЭДУ на основе восьми каталитических ЭРД с ШИМ их тяги;

(iv) $\forall t \in [4944, 8444]$ с – стабилизация заданной угловой скорости $\omega^{d} = 24\omega_{e}$ с помощью





Рис. 8. Кинетические и управляющие моменты ДМ при развороте ГСС и разгоне его вращения по орту **b**²₂



Рис. 9. Векторы угловой скорости ${}^{\mathbf{\omega}}$ и ${}^{\delta \mathbf{\omega}}$ при развороте ГСС в ОСК и разгоне его вращения по орту \mathbf{b}_2^c

ЭДУ на основе 8 каталитических ЭРД, остановка вращения всех 4 ДМ за счет естественных моментов сил сухого трения; выключение СУД при t = 8444 с.

Исследованы динамические процессы консервации ГСС на всех четырёх сезонных участках его пассивного полёта длительностью по 96 суток, именно по \pm 48 суток относительно центров этих участков в особые даты 2021 года:

день *весеннего равноденствия* 20 марта, когда направление на Солнце переходит из южного полушария небесной сферы в северное;

день летнего солнцестояния 21 июня, когда достигается наибольшее отклонение направления на Солнце от небесного экватора в северном полушарии небесной сферы;

день *осеннего равноденствия* 23 сентября, когда направление на Солнце переходит из северного полушария небесной сферы в южное;

день зимнего солнцестояния 21 декабря, когда достигается наибольшее отклонение направления на Солнце от небесного экватора в южном полушарии небесной сферы.

На рис. 10 - 12 и 14 представлены некоторые

результаты компьютерной имитации пассивного движения ГСС на участке «*Becha*» длительностью 96 суток начиная с 4 февраля 2021 г.

На рис. 10 приведены изменения компонентов вектора M^s моментов ССД и вектора M^g гравитационных моментов по поперечным осям Ox и Oz ССК вращающегося ГСС. Здесь необходимо отметить доминирующее влияние гравитационных моментов, что достигается тщательной балансировкой усредненных значений моментов ССД за счет реализации рациональных коэффициентов отражения и поглощения светового потока для тыльной стороны панелей СБ.

Рис. 11 представляет изменение углов ориентации орта \mathbf{b}_2^c в ОСК. Здесь ясно видно, что изменение этих углов относительно их номинальных значений не превышает 30 град.

Компоненты вектора $\delta \phi$ углового отклонения ССК от заданного положения в ОСК по поперечным осям приведены на рис. 12. В другом масштабе изменения этих компонентов в течение 2 суток представлены на рис. 13, где име-



Рис. 10. Изменение возмущающих моментов по осям Ох (синий цвет) и Оz (красный цвет) ССК



Рис. 11. Изменение углов ориентации орта **b**^c₂ относительно осей ОСК



Рис. 12. Угловые отклонения ССК от заданного положения в ОСК по поперечным осям

ется также информация об изменении значений cosβ, который определяет эффективность бортовой системы электроснабжения. Расчеты показали, что на участке «*Becнa*» длительностью 96 суток среднее значение cosβ равно 0.307.

На рис. 14 представлены изменения основных параметров орбиты ГСС на этом же участке «*Bec*на» длительностью 96 суток. Здесь ясно видно,



Рис. 13. Изменение ориентации ССК по поперечным осям и значений соѕ в течение 2 суток



Рис. 14. Изменения большой полуоси, наклонения и эксцентриситета орбиты

что с возрастанием времени наклонение орбиты практически монотонно увеличивается. Именно это обстоятельство объясняет назначение четырёх сезонных участках пассивного полёта ГСС длительностью по 96 суток.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана стратегия управления пространственным движением геостационарного спутника связи в режиме длительной консервации, при необходимости с эпизодическим включением системы управления. Новизна этой стратегии заключается в разгоне и стабилизации вращения спутника вокруг главной центральной оси с наибольшим моментом инерции с помощью кластера четырёх реактивных двигателей-маховиков, а затем в пассивном гравитационно-устойчивом полёте вращающегося спутника длительностью до 1 квартала (3 месяцев). Представлены некоторые результаты компьютерной имитации такой консервации спутника связи с крупногабаритными панелями солнечных батарей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Testoyedov N., Rayevsky V., Somov Ye., Titov G., Yakimov

Ye. Attitude and orbit control systems of Russian communication, navigation and geodesic satellites: History, present and future. IFAC PapersOnLine. 2017. Vol. 50, no. 1, pp. 6422-6427.

- Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Control of robot-manipulator during its preparation and capture of a passive satellite. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2019. Vol. 10, no. 3, pp. 421-432.
- Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Автономное цифровое управление мини-спутником землеобзора в режимах начальной ориентации // Известия Самарского научного центра РАН. 2020. Том 22, № 5, С. 84-93.
- 4. *Somov Ye., Butyrin S., Somov S.* Dynamics of an autonomous spacecraft control system initial transition to a tracking mode. Cybernetics and Physics. 2021. Vol. 10, no. 3, pp. 185-190.
- 5. *Артюхин Ю.П., Каргу Л.И., Симаев В.Л.* Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука, 1979. 296 с.

SPATIAL MOTION CONTROL OF THE GEOSTATIONARY COMMUNICATION SATELLITE IN LONG-TERM CONSERVATION MODE

© 2021 Ye.I. Somov^{1,2}, S.A. Butyrin^{1,2}, S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹ Samara Federal Research Scientific Center, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia ² Samara State Technical University, Samara, Russia

Methods for analyzing the spatial motion of a satellite in geostationary orbit in the mode of long-term conservation with occasional activation of the control system are developed. The computer simulation results of a geostationary communication satellite motion during the year with quarterly correction are presented. *Key words*: geostationary orbit, spacecraft, motion control, long-term conservation DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-6-149-156

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; Head of Department for "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail: e_somov@mail.ru Sergey Butyrin, Senior Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; Head of Laboratory for "Modeling of Control Systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail: butyrinsa@mail.ru

Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somov@mail.ru Tatyana Somova, Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail: te_somova@mail.ru