

*Канд. техн. наук А.Д.Беленький,
канд. техн. наук В.Н.Васильев, инж. В.П.Курилович,
канд. техн. наук О.М.Мирошник, инж. В.П.Фока*

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ И ЦЕНТРАЛЬНОГО РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Введение. Запуском функционально-грузового модуля «Заря» началось строительство на орбите международной космической станции (МКС). Модуль «Заря» и обитаемый служебный модуль «Звезда» оснащены разработанными в НПП ВНИИЭМ системами ориентации солнечных батарей (СОСБ). Высокая надежность СОСБ подтверждена многолетней эксплуатацией на орбитальной станции «Мир» и всесторонними наземными испытаниями.

Принципы построения системы ориентации. После развертывания на орбите российского сегмента МКС основным источником электрической энергии станут солнечные батареи (СБ) большой площади, размещенные на научно-энергетической платформе (НЭП). СБ НЭП выполнены в виде двух одинаковых крыльев. На ферме-балке каждого крыла возможна установка четырех панелей СБ. Система ориентации солнечных батарей осуществляет наведение СБ на Солнце, слежение за ним на освещенных участках орбиты, наведение в точку восхода Солнца на теневых участках орбиты, а также установку СБ в стандартные положения во время проведения на МКС специальных динамических операций.

Наряду с ориентацией СБ возникает необходимость ориентации центрального радиационного теплообменника (ЦРТ), осуществляющего сброс в окружающее пространство тепловой энергии, накопленной на станции. Тепловое излучение наиболее интенсивно, когда излучающая поверхность ЦРТ расположена в тени, т.е. ориентирована ребром на Солнце.

Управление ориентацией подвижных элементов станции - СБ и ЦРТ можно рассматривать как единый процесс. Затраты на проектирование, производство и испытания можно существенно сократить, если для ориентации СБ и ЦРТ использовать унифицированный электропривод, объединенную датчиковую систему и общую локальную ЦВМ, включенную в информационно-вычислительную

сеть МКС. В целях повышения надежности энергетической системы НЭП ориентация СБ и ЦРТ осуществляется локальной ЦВМ как по командам управления из центральной ЦВМ, так и автономно. Требуемый режим управления – комплексный (от центральной ЦВМ) или автономный – выбирается локальной ЦВМ на основе анализа информации, поступающей от сети.

Локальная ЦВМ ведет прием и обработку данных приборных интерфейсов, управляет угловым положением приводов СБ и ЦРТ, реализует алгоритмы поиска неисправностей и переключения на резерв.

В состав СОСБ входят три привода: два боковых для вращения крыльев СБ вокруг их продольных осей и корневой для поворота рамы СОСБ с установленными на ней боковыми приводами вокруг продольной оси НЭП. Четвертый привод используется для вращения ЦРТ. СОСБ оснащена датчиками Солнца, которые одновременно могут использоваться для ориентации ЦРТ.

При проектировании унифицированного привода желательно сохранить преемственность технических решений, которые полностью себя оправдали во время длительного полета орбитальной станции «Мир». Одним из таких решений является использование асинхронного редукторного привода с магнитной муфтой [1]. Магнитная муфта выполняет функции ограничителя крутящего момента, действующего на редуктор и электродвигатель со стороны выходного вала привода во время стыковок транспортных кораблей и модулей с МКС. В отличие от других ограничителей момента магнитная муфта обладает практически неограниченным сроком службы. С точки зрения динамики она представляет собой упругий элемент с переменной жесткостью и практически полным отсутствием рассеяния энергии в области низких частот. Включение магнитной муфты в кинематическую цепь приводит к возникновению низкочастотных консервативных движений и порождает проблему устойчивости «в большом». Эта проблема может быть решена введением в контур управления обратной связи по моменту магнитной муфты [2].

С учетом предыдущего опыта, накопленного в разработке СОСБ, перед новой системой ориентации СБ и ЦРТ ставятся задачи эффективного использования СБ за счет двухосного слежения за Солнцем, доведения гарантированного срока службы до 15 лет, ограничения уровня возмущений, действующих на МКС при вращении СБ с большими моментами инерции, превышающими в десятки раз моменты инерции СБ на станции «Мир».

Обеспечение столь длительного ресурса аппаратуры в условиях открытого космоса требует новых инженерных подходов, поскольку влияние космоса на работу конструкционных материалов, покрытий, смазок, радиоэлектронных и оптических приборов до сих пор изучено недостаточно.

Принято решение о построении системы ориентации по модульному принципу, который предполагает возможность монтажа и демонтажа отдельных элементов конструкции экипажем станции. К съемным модулям относятся блоки электроники и унифицированный привод. Силовые элементы конструкции (ферма с валами и подшипниками, устройство передачи электроэнергии от крыльев СБ к НЭП), ремонт которых космонавтами невозможен, выполняются со значительными запасами по износостойчивости, механической и электрической прочности.

Дополнительные трудности проектирования создают значительные моменты нагрузки, действующие на приводы во время динамических операций на МКС.

Оснащение НЭП российского сегмента станции сложным по конструкции двухступенным приводом СБ с непрерывным слежением за Солнцем вместо одностепенного релейного привода, установленного на грузовом и служебном модулях, предполагает повышение точности ориентации СБ до 2° вместо 11° для одностепенного привода.

Согласно общей компоновке МКС, ось вращения корневого привода, на которой закреплена ферма СОСБ, совпадает с продольной осью фермы НЭП, вытянутой вдоль радиуса-вектора орбиты. При такой схеме расположения осей двухступенного привода вращение СБ будет существенно неравномерным и на корпус МКС будут действовать внутренние возмущающие моменты. Ограничение допустимого уровня кинетического момента СБ, связанное с обеспечением условий микрогравитации на МКС, приводит к необходимости ограничения скорости вращения корневого привода, на валу которого сосредоточена наибольшая инерционная нагрузка. Из-за ограничения скорости привода точность ориентации СБ временно будет снижаться при угловых положениях Солнца, требующих в соответствии с кинематическими уравнениями повышенной скорости вращения.

Ряд важных проектных параметров унифицированного привода определяется кинематикой СБ и ЦРТ.

Кинематика приводов СБ НЭП. Полагаем, что МКС ориентирована в орбитальной системе координат $Oxyz$ (ОСК). Ось вращения корневого привода совпадает с осью Oy , направленной вдоль

радиуса-вектора орбиты. Пусть $\mathbf{n}$ - единичный вектор, нормальный к активной поверхности СБ, а $\mathbf{s}$ - единичный вектор, направленный на Солнце.

Положение вектора $\mathbf{n}$ в ОСК определяется углами поворота корневого и боковых приводов ψ и ν (рис.1). За начало отсчета углов примем положение СБ, при котором вектор $\mathbf{n}$ совпадает с направлением полета Ox . В исходном положении оси вращения боковых приводов перпендикулярны плоскости орбиты и совпадают с осью Oz . Положительным направлениям отсчета углов соответствуют повороты вектора $\mathbf{n}$ в сторону осей Oy и Oz .

Угол между линией визирования Солнца и бинормалью орбиты обозначим i . Изменения угла i связаны с прецессией плоскости орбиты и годовым движением Солнца по эклиптике. Для коротких интервалов времени, соизмеримых с периодом обращения МКС по орбите, будем считать угол i постоянным. При таком допущении вектор $\mathbf{s}$ описывает в ОСК поверхность кругового конуса с осью симметрии Oz и углом $2i$ при вершине. Положение вектора $\mathbf{s}$ на поверхности конуса в текущий момент времени t может быть задано углом $u = \omega_0 t$, где ω_0 - угловая скорость орбитального движения (рис. 1). За начало отсчета времени выберем момент восхода Солнца над плоскостью местного горизонта Oxz .

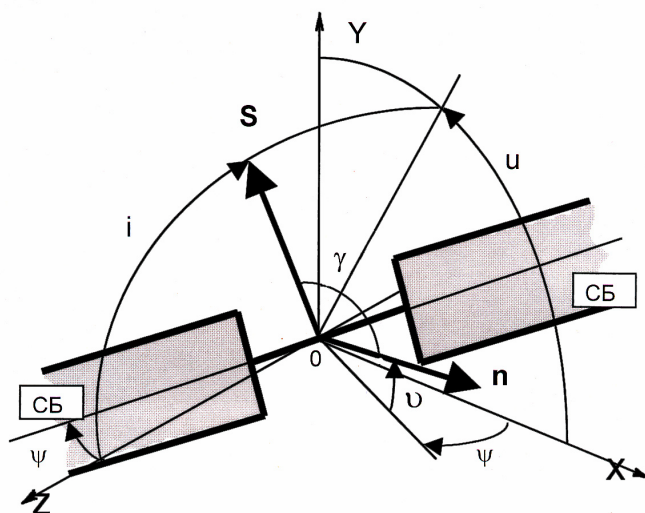


Рис. 1. Кинематика приводов СБ. Система координат

Точное слежение за Солнцем осуществляется при выполнении условия $\mathbf{n} = \mathbf{s}$.

Из равенства проекций векторов $\mathbf{n}$ и $\mathbf{s}$

$$\begin{aligned} n_x &= \cos u \cos \psi, & n_y &= \sin u, & n_z &= \cos u \sin \psi, \\ s_x &= \sin i \cos u, & s_y &= \sin i \sin u, & s_z &= \cos i, \end{aligned}$$

получим кинематические соотношения, связывающие угловые положения приводов с угловым положением Солнца в ОСК:

$$u = \arcsin(\sin i \sin \psi), \quad \psi = \arcsin(\cos i (1 - \sin^2 i \sin^2 u)^{-1/2}). \quad (1)$$

Диапазон изменения углов поворотов корневого и боковых приводов в процессе орбитального движения составляет $2i$. Важно отметить, что вращение приводов СБ является существенно неравномерным.

Максимальная скорость бокового привода ($|\dot{\psi}'|_{\max} = \omega_0 \sin i$) не превышает угловую скорость орбитального движения ω_0 .

Скорость корневого привода

$$\dot{\psi}' = d\psi/dt = \omega_0 \operatorname{tg} i \sin u (1 + \operatorname{tg}^2 i \cos^2 u)^{-1} \quad (2)$$

достигает максимума

$$|\dot{\psi}'|_{\max} = \omega_0 \operatorname{tg} i \quad (3)$$

при $u = \pi/2, 3\pi/2$ и равна нулю при $u = 0, \pi$.

Последняя формула показывает, что при углах i , близких к $\pi/2$, угловая скорость корневого привода резко возрастает.

Графики изменения угловой скорости корневого привода за один период $T = 2\pi/\omega_0$ ($\omega_0 = 0,001 \text{ с}^{-1}$) обращения МКС по орбите для различных значений угла i изображены на рис. 2.

Рассмотрим проблемы слежения за Солнцем, связанные с тем обстоятельством, что все реальные приводы имеют естественное ограничение скорости вращения. Требуемая скорость вращения корневого привода определяется формулой (3). В условиях ограничения скорости вращения корневого привода точное решение кинематической задачи при некоторых значениях угла i становится невозможным. Возникает необходимость оценки погрешности ориентации СБ, вызванной ограничением скорости поворота привода, и выработке мер, способствующих минимизации потерь электроэнергии.

Пусть $b = \dot{\psi}'_{\max}/\omega_0$ - максимальная скорость вращения корневого привода $\dot{\psi}'_{\max}$ в относительных единицах (за единицу принята угловая орбитальная скорость ω_0). Определим угловые положения Солнца u_* и моменты времени t_* , когда скорость вращения корневого привода становится максимальной.

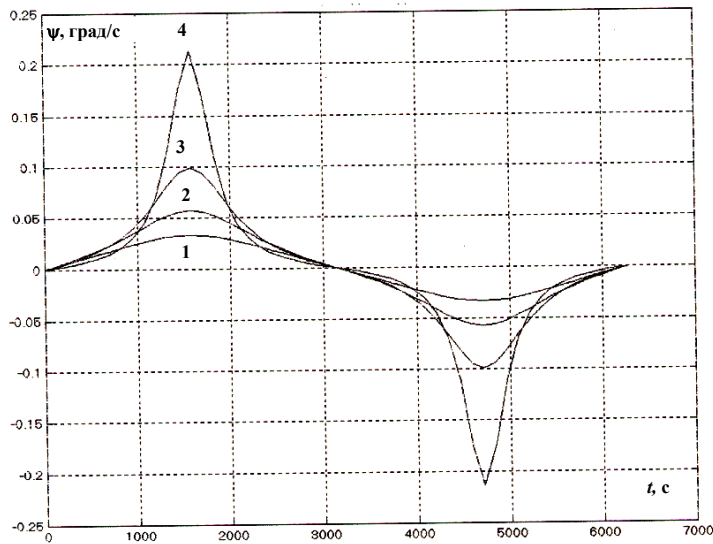


Рис. 2. Скорость корневого привода:
1 - $i = 75^\circ$; 2 - $i = 60^\circ$; 3 - $i = 45^\circ$; 4 - $i = 30^\circ$

Заменяя в формуле (2) $\psi'(u)$ на ψ'_* , получим квадратное уравнение

$$\sin^2 u_* + \frac{1}{ab} \sin u_* - \frac{1}{a^2} = 0$$

где $a = \tan i$.

Отсюда

$$u_* = \arcsin \frac{1}{2ab} \{ [1 + 4(a^2 + 1)b^2]^{1/2} - 1 \}. \quad (4)$$

Подставляя (4) в (1), получим формулу для определения угла поворота корневого привода в момент времени t_* , когда его скорость становится максимальной

$$\Psi_* = \Psi(u_*) = \arcsin [\cos i (1 - \sin^2 i \sin^2 u_*)^{-1/2}]. \quad (5)$$

В процессе вращения корневого привода со скоростью ψ'_* ошибка ориентации по азимуту нарастает и становится максимальной

$$\Delta\psi = \pi - 2\Psi_* - b(\pi - 2u_*) \quad (6)$$

при угловом положении Солнца $u_{**} = \pi - u_*$.

Если скорость $b = \psi'_*/\omega_0$ задана, то погрешность ориентации зависит только от угла i . Очевидно, $\Delta\psi = 0$ при $i \leq \arctg b$. С увеличением i ошибка ориентации по азимуту возрастает. За период T ори-

ентация СБ нарушается в течение промежутка времени, равного $(1 - 2 \psi_*/\pi) T/2b$.

Однако фактические потери электроэнергии зависят не от погрешности ориентации по азимуту, которая может быть большой, а от косинуса угла между векторами $\mathbf{n}$ и $\mathbf{s}$

$$\cos \gamma = \mathbf{n} \cdot \mathbf{s} = \cos \psi \cos u \sin i \cos u + \sin u \sin i \sin u - \cos u \sin \psi \cos i. \quad (7)$$

При оценке погрешности ориентации СБ угол поворота корневого привода вычисляется по формуле (1), если скорость привода не достигла уровня ограничения, и по формуле $\psi(t) = \psi_* + \psi_*' t$ при вращении привода с максимальной скоростью.

Расчеты по формуле (7) показывают, что для угла Солнца $i = 75^\circ$ и $b = 3$ ошибка ориентации СБ из-за ограничения скорости не превышает 3° , при этом ошибка ориентации по азимуту достигает 7° . Время вращения корневого привода с максимальной скоростью на освещенном участке орбиты составляет $0,08T$.

Расчеты по формуле (7) с использованием динамических моделей корневого и бокового приводов показывают, что динамическая ошибка ориентации СБ для всех интервалов времени, когда $\psi'(t) < \psi_*'$ не превышает $0,8^\circ$.

Учитывая, что при больших углах $i (i > i_*)$ снижение мощности СБ неизбежно, возможно использование двухступенного привода СБ в режиме одноступенного. С этой целью корневой привод устанавливается в исходное положение ($\psi = 0$), а боковые приводы вращаются с орбитальной угловой скоростью ω_0 .

При $\psi = 0$ из соотношения (7) получим $\cos \gamma = \sin i \cos(u - u)$. Если принять $u' = \omega_0$, то угол между векторами $\mathbf{n}$ и $\mathbf{s}$ будет постоянным и равным $\gamma = \pi/2 - i_*$. При $i_* = 75^\circ$ потери в выработке электроэнергии не превышают $3,5\%$.

Важно отметить, что в таком режиме работы СОСБ значительно снижаются возмущающие моменты, действующие на МКС. Это связано с тем, что корневой привод, на валу которого сосредоточена основная инерционная нагрузка, неподвижен, а боковые приводы вращаются в круговую с постоянной скоростью ω_0 .

Таким образом, алгоритм управления приводами СБ при углах $i > i_*$ должен обеспечивать переключение боковых приводов из режима колебательного движения в режим кругового вращения с одновременной установкой корневого привода в исходное положение.

Потери электроэнергии во время кругового вращения боковых приводов могут быть снижены за счет маневров корневого привода в пределах ограниченного угла. Такой режим работы позволяет

существенно сократить время вращения корневого привода с максимальной скоростью, что способствует повышению его ресурса.

Кинематика ЦРТ. Ось вращения ЦРТ расположена в плоскости Oxz под углом $\alpha = \pi/4$ к оси Ox . Пусть $\mathbf{h}$ - единичный вектор вдоль оси вращения ЦРТ, $\mathbf{r}$ – единичный вектор в плоскости ЦРТ, перпендикулярный оси вращения. Положение вектора $\mathbf{r}$ в ОСК определяется углом φ , который отсчитывается от плоскости Oxy (рис.3). Положительному направлению отсчета угла соответствует вращение против часовой стрелки, если смотреть с конца вектора $\mathbf{h}$.

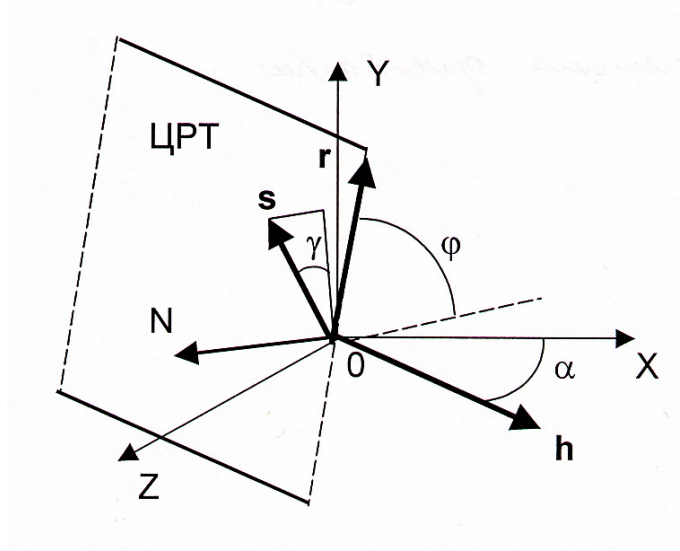


Рис. 3. Кинематика привода ЦРТ

По условиям работы ЦРТ единичный вектор $\mathbf{s}$, направленный на Солнце, должен находиться в плоскости, образуемой векторами $\mathbf{h}$ и $\mathbf{r}$.

Это означает, что при идеальном слежении за Солнцем все три вектора компланарны $\mathbf{h} (\mathbf{r} \times \mathbf{s}) = 0$.

Выражая условие компланарности через проекции векторов, получим

$$\begin{vmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ \cos\varphi\sin\alpha & \sin\varphi & -\cos\varphi\cos\alpha \\ \sin\alpha\cos\alpha & \sin\alpha\sin\alpha & \cos\alpha \end{vmatrix} = 0. \quad (8)$$

Соотношение (8) определяет в неявном виде зависимость угла поворота ЦРТ от времени.

После тригонометрических преобразований найдем с учетом $\alpha = \pi/4$ и $a = \operatorname{tg} i$

$$\operatorname{tg} \varphi = \sqrt{2} a \sin u (a \cos u - 1)^{-1}. \quad (9)$$

Пока угол Солнца i не превышает $\pi/4$, ЦРТ осуществляет сложные колебательные движения с максимальными угловыми отклонениями

$$\varphi_{\max} = |\arctg \sqrt{2} a (1 - a^2)^{-1/2}|$$

в моменты времени $t = \omega_0^{-1} \arccos a$.

Когда угол Солнца i превышает $\pi/4$, угол поворота ЦРТ становится неограниченным. В частности, плоскость ЦРТ перпендикулярна плоскости Oxy ($\varphi = \pi/2$) в моменты времени $t = \omega_0^{-1} \arccos a^{-1}$.

Скорость ЦРТ

$$\varphi' = d\varphi/dt = \sqrt{2} a \omega_0 (a - \cos u)(1 + a^2 - 2a \cos u + a^2 \sin^2 u)^{-1} \quad (10)$$

может изменяться в широком диапазоне в зависимости от углов i и u .

Если $i < \pi/4$, функция $\varphi'(t)$ знакопеременная с диапазоном изменения от $-\sqrt{2} a \omega_0 (1-a)^{-1}$ при $u = 0$ до $+\sqrt{2} a \omega_0 (1+a)^{-1}$ при $u = \pi$. Скорость меняет знак в момент времени $t = \omega_0^{-1} \arccos a$.

Если $i > \pi/4$, функция $\varphi'(t)$ знакопостоянная с диапазоном изменения от $\sqrt{2} a \omega_0 (a - 1)^{-1}$ при $u = 0$ до $\sqrt{2}/4 \omega_0 [1 + (a^2 - 1)^{1/2} (a^2 + 1)^{-1/2}]$ при $u = \arccos[a - (a^2 + a^{-2})^{1/2}]$.

Типовые графики изменения скорости привода ЦРТ за время T для углов i , меньших и больших $\pi/4$, изображены на рис. 4.

Когда угол Солнца $i(t)$ приближается к $\pi/4$ ($a \rightarrow 1$), максимальная скорость ЦРТ

$$\varphi'_{\max} = |\sqrt{2} a \omega_0 (1 - a)^{-1}|$$

резко возрастает. В условиях практического ограничения скорости вращения привода ЦРТ величиной φ'_* точное решение кинематической задачи при углах $i(t)$, близких к $\pi/4$, становится невозможным.

Погрешность ориентации ЦРТ, связанная с ограничением скорости поворота привода, определяется углом γ между вектором $\mathbf{s}$ и плоскостью ЦРТ, заданной нормальным вектором $\mathbf{N} = \mathbf{h} \times \mathbf{r}$:

$$\gamma = \arcsin(\mathbf{s} \cdot \mathbf{N}). \quad (11)$$

Раскрывая выражение (11), получим

$$\gamma = \arcsin(-\sqrt{2}/2 \cos u \sin i \sin \varphi + \sin i \sin u \cos \varphi + \sqrt{2}/2 \cos i \sin \varphi). \quad (12)$$

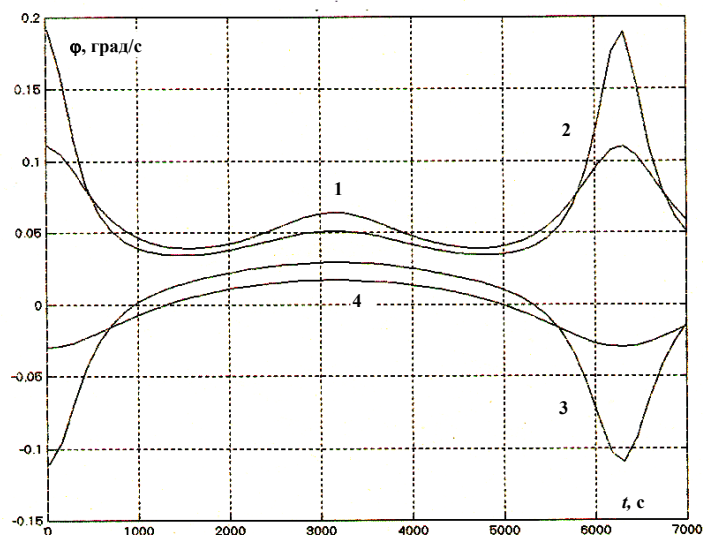


Рис. 4. Скорость привода:
1 - $i = 75^\circ$; 2 - $i = 60^\circ$; 3 - $i = 45^\circ$; 4 - $i = 30^\circ$

Угол поворота ЦРТ вычисляется по формуле (9), если скорость привода не достигла уровня ограничения, и по формуле

$$\varphi(t) = \varphi_* + \varphi_*' t$$

при вращении привода с максимальной скоростью (φ_* - угол поворота ЦРТ, при котором скорость привода становится максимальной).

Расчеты по формуле (12) показывают, что при $b = \varphi_*' / \omega_0 = 10$ для углов $i < 44^\circ$ и $i > 46^\circ$ ошибка ориентации ЦРТ из-за ограничения скорости привода не превышает 4° , время вращения привода ЦРТ с максимальной скоростью не превышает $0,08T$.

Расчеты по формуле (12) с использованием динамической модели привода ЦРТ показывают, что динамическая ошибка ориентации ЦРТ для всех интервалов времени, когда $\varphi'(t) < \varphi_*'$, не превышает $0,1^\circ$.

Заключение. Исследования кинематики показали, что угол поворота корневого привода может быть ограничен диапазоном $\pm 2i_*$, а боковые приводы и привод ЦРТ должны иметь неограниченные углы поворота.

В зависимости от положения Солнца в орбитальной системе координат алгоритм управления приводами СБ должен обеспечивать переключение боковых приводов из режима колебательного движения в режим кругового вращения и обратно.

Поскольку в процессе слежения за Солнцем скорости СБ и ЦРТ изменяются в широком диапазоне, унифицированный электропривод должен быть регулируемым.

Вследствие неравномерного вращения СБ на корпус МКС будут действовать возмущающие моменты. Ограничение допустимого уровня кинетического момента СБ, связанное с обеспечением условий микрогравитации на МКС, приводит к необходимости ограничения скорости вращения корневого привода, на валу которого сосредоточена наибольшая инерционная нагрузка, вследствие чего точность ориентации СБ снижается при больших углах i .

ЛИТЕРАТУРА

1. Высоконадежная система ориентации солнечных батарей для орбитальных станций «Салют» и «Мир» /Шереметьевский Н.Н., Стома С.А., Курилович В.П., Мирошник О.М.// Электротехника. 1996. №5.
2. Управление приводами системы ориентации солнечных батарей научно-энергетической платформы международной космической станции/Беленький А.Д., Васильев В.Н. // Электротехника. 1999. №6.