

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ УНИФИЦИРОВАННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

В настоящее время на многих предприятиях космических отраслей промышленности ведется интенсивная работа по созданию базовых конструкций малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для обеспечения космической радиосвязи и дистанционного зондирования Земли. В зависимости от своего назначения такие космические аппараты должны работать на геостационарных, эллиптических и низких орбитах. Для возможности их запуска дешевыми ракетами-носителями с космодромов, расположенных на территории России, масса таких КА должна быть по возможности минимальной. Поэтому очень важна задача создания унифицированной космической платформы (УКП), оборудованной служебной аппаратурой, способной после установки на нее полезной нагрузки обеспечить выполнение перечисленных выше требований.

Основными требованиями, предъявляемыми к разрабатываемой системе ориентации солнечных батарей (СОСБ) для УКП, являются минимальная масса и энергопотребление при сроке активного существования КА не менее 10 лет.

Как правило, УКП не имеет гермоотсека, поэтому СОСБ должна функционировать в условиях вакуума. Это требование во многом определяет подход к проектированию СОСБ. Надежность работы механических элементов в вакууме в первую очередь зависит от правильно спроектированных подшипниковых узлов. Естественно при выборе тихоходного двигателя работа этих узлов будет существенно облегчена. В качестве тихоходных двигателей могут рассматриваться моментные и шаговые двигатели.

Шаговый двигатель имеет целый ряд преимуществ по сравнению с моментным двигателем:

- простоту регулирования частоты вращения;
- отсутствие датчиков положения ротора;
- наличие удерживающего момента при снятии напряжения питания;
- меньшие габариты, массу и потребление.

Ввиду изложенного в настоящей статье рассматривается СОСБ с блоком привода, в кинематическую цепь которого входят шаговый двигатель и понижающий редуктор.

Основной задачей СОСБ является обеспечение наилучших условий освещенности Солнцем активной поверхности солнечных батарей (СБ), поскольку от условий освещенности непосредственным образом зависит энергоприток к СБ. Максимальный (100%-й) энергоприток достигается при нулевом угле рассогласования между вектором нормали к активной поверхности СБ и вектором направления на Солнце. Однако такой результат, как правило, для большинства КА возможен только при двухосной ориентации (при перемещении СБ по двум координатам). В практике применения СОСБ в основном используется одноосная ориентация, недостатки которой в меньшей эффективности ориентации СБ компенсируются преимуществами в части уменьшения сложности конструкции аппаратуры СОСБ, снижения общих затрат на разработку, отработку, изготовление, эксплуатацию аппаратуры и в части повышения надежности.

При одноосной ориентации СБ наилучший результат можно обеспечить при нулевом угле рассогласования между проекциями вышеназванных векторов на плоскость, перпендикулярную оси вращения СБ. В каждом из положений СБ эффективность ориентации принято оценивать по величине косинуса угла рассогласования. Эффективность e ориентации за все время работы СОСБ на освещенном участке орбиты t можно оценить по среднему значению косинуса углов рассогласования $\varphi_p(t)$ в соответствии с формулой:

$$e = \frac{\int_0^t \cos(\varphi_p(t)) dt}{t} \quad (1)$$

Временная зависимость углов рассогласования $\varphi_p(t)$ при работе СОСБ определяется способом реализации принятого закона управления положением СБ в процессе ориентации. При организации слежения за Солнцем в этом процессе необходимо учитывать многие факторы, связанные как с выполнением основной функциональной задачи по обеспечению эффективности ориентации СБ, так и с дополнительными требованиями по обеспечению транзитной передачи электроэнергии в систему электроснабжения, минимизации уровня «возмущающих» силовых и моментных воздействий на корпус КА, наличия-отсутствия ограничений при вращении СБ, автономности-неавтономности управления. Способ ориентации, основанный на решении об автономности СОСБ, управляемой

по сигналам датчиков Солнца, включенных в состав системы, или на решении об управлении по командам, поступающим из центральной бортовой вычислительной машины КА, существенным образом влияет на перераспределение затрат на программно-аппаратное обеспечение, необходимое при разработке СОСБ.

На основе изложенного комплексного подхода для планируемых к разработке СОСБ УКП МКА предлагается использовать способы управления, основанные на исполнении команд, формируемых центральной бортовой вычислительной машиной. В перечень команд управления предлагается включить команды для задания движения в двух направлениях («Вперед», «Назад») и команду прекращения движения («Стоп»). Для некоторых особых случаев могут быть предусмотрены и реализованы команды управления скоростью движения. Предлагаемый набор команд в сочетании с применением в электроприводе СОСБ шаговых электродвигателей позволяет рассчитывать на использование СОСБ в составе унифицированных космических платформ различных КА при варьировании задач обслуживаемых изделий в довольно широком диапазоне: работа на разных орбитах и применение различной научной и связной аппаратуры.

Типовой цикл слежения при работе СОСБ в процессе ориентации может быть организован следующим образом:

- при неподвижных СБ вследствие перемещения Солнца угол рассогласования нарастает до определенной (заранее оговоренной) величины;
- при максимально-допустимом угле рассогласования формируется команда на движение СБ вслед за Солнцем;
- при движении вслед за Солнцем со скоростью, существенно превышающей скорость перемещения Солнца, угол рассогласования обнуляется;
- СБ «обгоняют» Солнце и угол рассогласования при этом достигает максимально-допустимого значения;
- формируется команда на прекращение движения СБ и производится остановка панелей;
- угол рассогласования обнуляется за счет перемещения Солнца при неподвижных СБ;
- цикл слежения завершается, и работа СОСБ продолжается в соответствии с первым и последующими пунктами в приведенном списке.

Работа СОСБ в составе изделия, находящегося на геостационарной орбите (ГСО), в описанном выше типовом цикле слежения

показана на рис. 1. Для этого же цикла на этом рисунке представлена временная зависимость углов рассогласования.

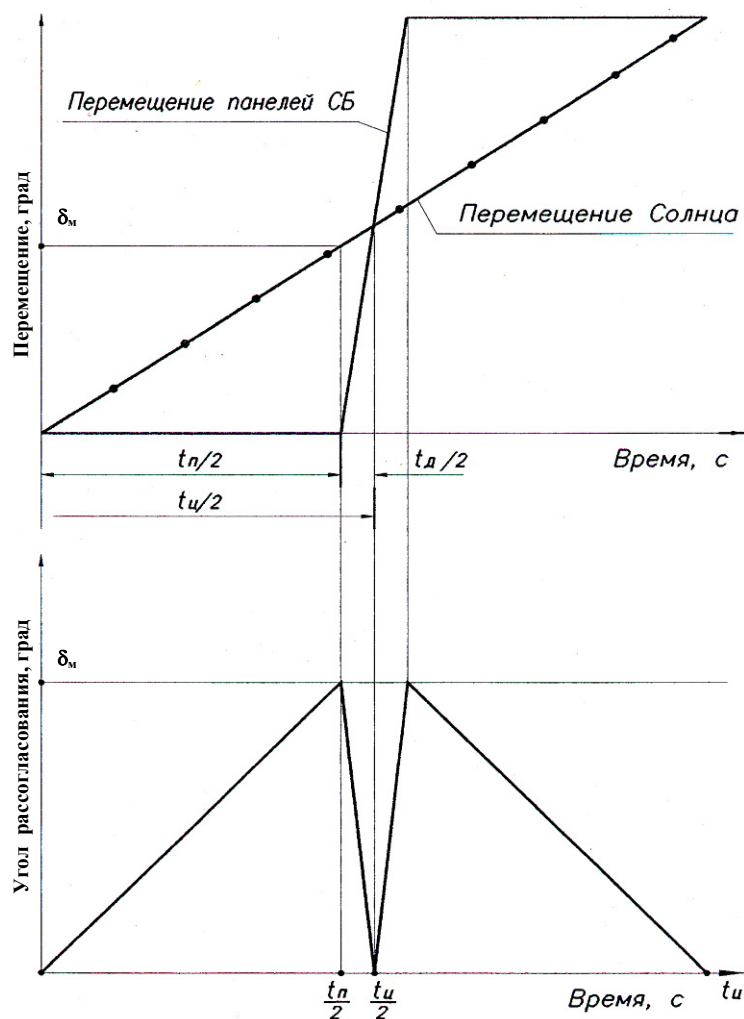


Рис. 1. Работа СОСБ в цикле слежения

С учетом линейного характера изменения углов рассогласования на отдельных временных интервалах, обусловленного практи-

чески постоянной разностью скоростей СБ (0,6 град/с) и Солнца (0,0042 град/с), формула (1) после ряда преобразований может быть представлена:

$$e = \sin(\delta_m) / \delta_m, \quad (2)$$

где δ_m – максимально допустимое значение угла рассогласования, рад.

Расчеты по формуле (2) дают возможность проанализировать снижение эффективности ориентации в зависимости от увеличения максимально допускаемых значений углов рассогласования. Одновременно с этим представляется возможность определить соотношение времени движения и времени неподвижного состояния СБ при работе СОСБ. Результаты расчетов приведены в таблице. Эти результаты показывают, что при некотором (незначительном) снижении эффективности ориентации можно обеспечить достаточно большие промежутки времени, в течение которых СБ будут оставаться в неподвижном состоянии, что даст возможность проводить на КА сеансы наблюдений и связи в отсутствии силовых и моментных «возмущений» со стороны СОСБ.

Характеристики цикла слежения	Орбитальные условия ГСО			
Максимально допускаемая ошибка слежения δ_m , град	6	12	18	24
Время отсутствия движения t_n , с	2857,1	5714,3	8571,4	11428,6
Время движения t_d , с	30,1	50,2	70,3	90,5
Время цикла слежения t_{Σ} , с	2887,2	5764,5	8641,7	11519,1
Соотношение времени наличия и отсутствия движения t_d / t_n	0,011	0,0088	0,0082	0,0079
Количество циклов слежения за время одного витка КА n_{Σ}	30	15	10	7,5
Эффективность слежения ε	0,9981	0,9928	0,9835	0,9709

Применение СОСБ в составе КА, на которых аппаратура дистанционного зондирования Земли работает непрерывно, и по этой причине возмущения от СОСБ в старт-стопном режиме ориентации должны быть ограничены, вызывает необходимость внесения определенных уточнений в описанный выше алгоритм управления. При этом существенно важной задачей при использовании унифицированных космических платформ, включающих СОСБ, является

разрешение возникающих проблем за счет коррекции бортового программного обеспечения при сохранении аппаратных интерфейсов, протоколов связи и разработанных конструктивов. На основе общезначимых представлений о работе СОСБ, подкрепленных результатами динамического моделирования, выявлено:

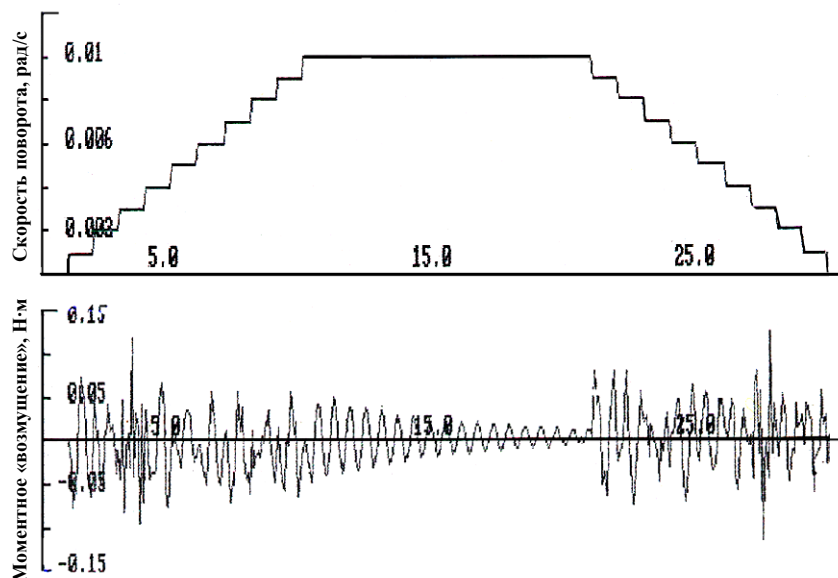
- в старт-стопном режиме работы СОСБ наибольшие моментные «возмущения» относятся к участкам разгона и торможения;
- в спектре «возмущающих» моментов наибольшие значения гармоник связаны с собственными частотами ротора шагового двигателя и панелей СБ;
- уровень и частота «возмущений» в значительной мере зависит от демпфирования СБ и вязкого трения, сопровождающего работу электропривода СОСБ.

В этой связи представляется логичным уточнить программу управления СОСБ следующим образом:

- предусмотреть на участках разгона-торможения СОСБ движение при возможно меньших значениях ускорения-замедления;
- в частотном диапазоне коммутации фаз шагового электродвигателя исключить частоты, близкие к значениям собственных частот ротора двигателя и СБ;
- обеспечить в режиме ориентации непрерывное движение СБ при регулировании скорости поворота в пределах $\pm 5\%$ от среднего значения скорости перемещения Солнца;
- оптимизировать значение частоты коммутации фаз электродвигателя при одновременной коррекции передаточного числа редуктора электропривода и сохранении заданного значения скорости выходного вала электропривода.

Все предлагаемые мероприятия могут быть внедрены одновременно или порознь в зависимости от требований, связанных с работой основного изделия, использующего унифицированную космическую платформу и СОСБ. Так для СОСБ УКП, проектируемой КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, признано целесообразным реализовать многоступенчатый процесс разгона-торможения, как это показано на рис. 2. Результаты динамического моделирования, приведенные на рис. 2, показывают, что в этом случае максимальное моментное «возмущение» не превышает 0,15 Н·м, что примерно в 14 раз меньше, чем «возмущение» при мгновенном разгоне без промежуточных ступеней скорости.

Для СОСБ МКА, проектируемого НИИЭМ (г. Истра), одновременно с многоступенчатым процессом разгона-торможения предлагается в режиме ориентации реализовать непрерывное движение



**Рис. 2. Типовой процесс поворота СБ
(разгон-установившееся движение-торможение)**

СБ при регулировании скорости поворота в пределах $\pm 5\%$ от среднего значения скорости перемещения Солнца. В целом цикл слежения в этом варианте отличается от описанного выше типового цикла слежения только тем, что накопление ошибки по углу рассогласования проходит при более высокой скорости перемещения Солнца, а обнуление ошибки - при более высокой скорости СБ. Результаты динамического моделирования показывают, что в случае ориентации СБ в режиме непрерывного движения можно ожидать снижения уровня моментного «возмущения» еще в несколько раз.

Задача создания УКП МКА может успешно решаться на основе унификации аппаратуры, комплектующей эти платформы. В части, связанной с системами ориентации солнечных батарей, для этой цели необходимо использовать базовые решения по использованию в контуре управления СОСБ бортовых вычислительных машин, унифицированных интерфейсов, унифицированных конструктивов аппаратуры и адаптировать программное обеспечение СОСБ в соответствии с ее конкретным применением, сохраняя основные принципы управления.