Интеллектуализация системы электропитания космического аппарата

Spacecraft power supply system intellectualization

Власов / Vlasov V.
Вячеслав Александрович
(vlasovsl@rambler.ru)
кандидат технических наук, доцент.
ФГБВОУ ВО «Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского» (ВКА им. А. Ф. Можайского) МО РФ,
доцент кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов.
Санкт-Петербург

Маленин / Malenin E.
Евгений Николаевич
(vka_22kaf-maleninen@rambler.ru)
кандидат технических наук.
ВКА им. А. Ф. Можайского,
старший преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов.
Санкт-Петербург

Янгузов / Yanguzov A.
Андрей Валерьевич
(izlow427@mail.ru)
отделение воинской части 14003,
старший инженер отделения.
г. Мирный, Архангельская область

Ключевые слова: космический аппарат – spacecraft; интеллектуализация – intellectualization; микроконтроллер – micro controller; система ориентации солнечных батарей – solar array positioning system; привод системы ориентации – positioning system drive; шаговый двигатель – step motor.

Изложены возможности интеллектуализации системы ориентации солнечных батарей космического аппарата на основе микроконтроллера. Рассмотрен вариант построения привода системы на базе микроконтроллера PIC16F873A, с реализацией первичной ориентации на основе модифицированного метода градиентного спуска с дроблением шага и поддержания уровня генерируемой мощности солнечной батареи не ниже заданного уровня интервальным методом. Представлены результаты моделирования подобной системы и результаты испытаний ее физической модели.

Options for intellectualization of spacecraft solar array positioning system based on micro controller are stated. An option for building the system drive based on PIC 16F873A micro controller implementing initial positioning based on gradient descend modified method with step fracturing and maintaining level of energy generated by the solar array at least at the level set by interval method. Simulation results for such system are shown and test results of its physical model.

Современный этап развития систем автоматического управления – это освоение методов искусственного интеллекта, имитирующих основанные на знаниях алгоритмы формализуемого мышления человека [1]. Эти методы в полной мере могут быть использованы при управлении системами космической техники при выполнении операций, для которых такое управление допустимо. Для технических систем, от которых требуется достаточно длительное автономное функционирование, необходимо развитие таких свойств как самодиагностика, коррекция работы системы по ее результатам, а также парирование неисправностей. Одной из таких систем является система ориентации солнечной батареи (СОСБ).

В настоящее время преимущественно используются алгоритмы взаимодействия с СОСБ космического аппарата (КА), которые обеспечивают следующие режимы работы [2]:

– автоматический, реализуемый алгоритмами, заложенными в бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ);

– по командам управления, формируемым из наземного комплекса управления (НКУ).

В режиме работы по командам управления, формируемым из НКУ, автоматический режим работы СОСБ блокируется.

В настоящей статье предлагается расширить вышеперечисленные режимы путем использования автономного режима работы СОСБ, путем интеллектуализации узлов системы электропитания (СЭП), что позволяет расширить их функциональные возможности, увеличить их надежность (путем сокращения электронных компонентов), уменьшить их стоимость и разгрузить БЦВМ КА от функций сбора, предва-

рительной обработки и буферизации контролируемой информации.

При проектировании и эксплуатации СОСБ, работающей в автономном режиме, необходимо:

1. Обеспечить энергобаланс в СЭП при известных энергетических характеристиках основных и буферных источников энергии и временной диаграмме энергопотребления со стороны нагрузки.

2. Выбрать метод первичной ориентации солнечной батареи (СБ).

3. Разработать и реализовать алгоритмы управления и обеспечения заданных режимов элементов СЭП, обеспечивающих по требованию максимальную располагаемую мощность.

При разработке математической модели СОСБ необходимо учитывать вышеперечисленные задачи функционирования СОСБ:

1. Вся произведенная за время $T_Э = T_{СУТ}$ электроэнергия должна быть полностью истрачена, причем ее должно оказаться достаточно для питания потребителей. Электроэнергия, произведенная первичным источником, в основной ее части расходуется бортовыми потребителями при их работе, а также частично рассеивается (теряется) в виде тепла в составных частях СЭП. Уравнение энергетического баланса, составленное с учетом основных составляющих потерь ЭЭ в системе, имеет следующий вид:

$$W_{СБ}(T_Э) = W_Р(T_Э) + \Delta W_{ЗУ}(T_Э) + \Delta W_{РУ}(T_Э) + \\ + \Delta W_{СН}(T_Э) + \Delta W_{АБ}(T_Э),$$

где $W_{СБ}$ – электрическая энергия произведенная СБ; $W_Р$ – электрическая энергия, расходуемая потребителями при суточной программе работы; $\Delta W_{ЗУ}$ – потери энергии в зарядном устройстве ЗУ; $\Delta W_{РУ}$ – потери энергии в разрядном устройстве РУ; $\Delta W_{СН}$ – потери энергии в централизованном стабилизаторе напряжения СН; $\Delta W_{АБ}$ – суммарные потери энергии в АБ за все циклы «заряд-разряд» в определенный период времени $T_Э$, связанный с цикличностью работы с КА.

2. В рамках настоящей статьи рассматривается одноосная система ориентации СБ, т.е. ее положение в любой момент времени t можно задать углом $\alpha(t)$, где α – угол между направлением на Солнце и перпендикуляром к светочувствительной поверхности. Имеет смысл анализировать угловую зависимость мощности СБ в квадрате $\alpha \in [-90°;90°]$. Указанный угол является параметром управления.

Поиск оптимальной угловой ориентации $\alpha = \alpha_{ОПТ}$ датчиков освещенности можно проводить, используя регулярные методы (метод покоординатного поиска, градиентный метод, метод наискорейшего поиска) и методами случайного поиска (метод случайных перемещений и метод парных проб). Эти методы должны позволять найти такое положение датчиков освещенности, при котором мощность генерируемая СБ должна быть максимальной:

$$P(\alpha) \to \max_{\alpha \in [-\frac{\pi}{2};\frac{\pi}{2}]}. \qquad (1)$$

В представленной работе решение задачи первичной ориентации СБ реализуется модифицированным методом градиентного спуска с дроблением шага. Математическую постановку задачи первичной ориентации СБ можно представить следующим образом.

Для плоской светочувствительной панели, способной вращаться вокруг одной оси, процесс спуска описывается формулой:

$$\alpha_{b+1} = \alpha_b + \lambda_b \cdot \nabla P(\alpha_b),$$

где b – номер шага спуска; λ_b – шаг спуска; $\nabla P(\alpha_b)$ – значение градиента мощности в текущем положении; $P(\alpha_b)$ – мощность получаемая от СБ, $P(\alpha) = P_0 \cos\alpha$, P_0 – солнечная постоянная, P_0=1360 Вт/м^2.

Критерий останова спуска выбирается исходя из следующих условий:

$$|P(\alpha_{b+1}) - P(\alpha_b)| \le \varepsilon_1; \\ |\alpha_{b+1} - \alpha_b| \le \varepsilon_2, \qquad (2)$$

где ε_1, ε_2 – заранее заданные положительные числа.

Дробление шага при спуске производится следующим образом: если при текущей величина шага λ_b не выполняются условия останова (2), т.е. $P(\alpha)$ убывает в обоих направлениях от текущей точки, то:

$$\lambda_{b+1} = \lambda_b \cdot k,$$

где k – коэффициент дробления шага спуска, $k \in (0;1)$.

3. Реализация алгоритмов управления и обеспечения заданных режимов элементов СЭП, обеспечивающих по требованию максимальную располагаемую мощность, основана на экстремальном регулировании.

Для обеспечения заданных режимов работы элементов СЭП необходимо поддерживать уровень мощности генерируемой СБ не ниже заданного. Однако непрерывное поддержание угла $\alpha = \alpha_{ОПТ}$ требует значительных затрат электрической энергии, поэтому на практике используют интервальный метод ориентации углового положения СБ. Сущность этого метода заключается в следующем.

Во время полета КА по круговой орбите положение нормали изменяется равномерно и непрерывно, при этом угол α увеличивается или уменьшается, т.е. появляется рассогласование. СБ начинает вращение в сторону увеличения $P(\alpha)$ (противоположно движению КА по орбите), если выполняется следующее условие:

$$P(\alpha) < P_{зад}(\alpha),$$

где $P_{зад}(\alpha)$ – уровень мощности генерируемой СБ, необходимой для обеспечения заданных режимов работы элементов СЭП.

Вращение СБ прекращается, когда выполняется условие

$$P(\alpha) = P_{зад}(\alpha). \quad (3)$$

Для реализации предложенных выше алгоритмов предлагается использование микроконтроллера. Современные микроконтроллеры имеют множество встроенных периферийных модулей [3], позволяющих с помощью загруженного во встроенную память программного обеспечения реализовать функции аналого-цифрового и цифроаналогового преобразования, формирования управляющих воздействий, обмена данными и др. Следует отметить, что микроконтроллеры могут быть перепрограммированы «на месте», то есть уже установленными на печатную плату (непосредственно в устройство). Таким образом, существует возможность корректировки программы управления адекватно возникновению (изменению) возмущающих факторов, что может быть связано, например, с деградацией элементов системы электроснабжения. Функция корректировки программы управления может быть возложена на БЦВМ или НКУ, которым достаточно на короткое время перевести микроконтроллер из режима работы в режим программирования. Эта особенность повышает гибкость алгоритмов интеллектуальной системы управления.

Применение микроконтроллера в СОСБ позволяет реализовать цифровой электромашинный привод на базе шагового двигателя (ШД). Выбор в пользу ШД для данного варианта системы ориентации обусловлен его достоинствами, такими как прецизионное позиционирование, полный момент в режиме остановки, возможность оперативного управления, легкость регулирования скорости вращения в широком диапазоне, простота согласования с простыми схемами управления, высокая надежность (связанная с отсутствием щеток). При этом срок службы ШД фактически определяется сроком службы подшипников, а однозначная зависимость положения ротора от количества управляющих импульсов обеспечивает позиционирование без обратной связи. Последнее достоинство выгодно отличает ШД от других типов двигателей, применяемых в СОСБ. Недостатками ШД являются высокая стоимость, сложная схема управления, резонанс, невысокая удельная мощность, высокое потребление энергии даже без нагрузки. В то же время для коллекторных двигателей или двухфазных асинхронных двигателей, применяемых в настоящее время в СОСБ, необходима также сложная и дорогостоящая схема управления с обязательной обратной связью для точности позиционирования.

При проектировании интеллектуальной СЭП был проведен анализ систем, применяющихся на современных КА. Наиболее перспективной для применения на борту КА является СЭП с последовательно-параллельной структурой [4]. Это связано с возможностью реализации на борту экстремального регулятора отбора мощности СБ. На основе структурной схемы СОСБ с управлением на базе микроконтроллера и цифровым электроприводом [5] была осуществлена разработка и проведено моделирование в программной среде Proteus 7.7 электрической функциональной схемы (результаты моделирования представлены на рис. 1). Управление ШД и другими узлами СОСБ реализовано на микроконтроллере PIC16F873A, наиболее подходящем по соотношению цена–качество и наличию встроенных модулей. Микроконтроллер содержит следующие основные модули: захвата/сравнения/широтно-импульсной модуляции (ШИМ), последовательного интерфейса MSSP, USART, параллельного интерфейса PSP, 10-разрядного аналого-цифрового преобразователя (имеющего пять каналов). Особенностью микроконтроллера является низкое энергопотребление в режиме «сна». Также существует возможность перехода на российский аналог, например на микроконтроллер КР1830ВЕ32У.

Наличие множества встроенных периферийных модулей и широкие функциональные возможности позволяют реализовать и ряд смежных задач – измерения потребляемого тока, выходного напряжения СБ, освещенности и температуры СБ. В качестве датчика температуры применен цифровой термометр с программируемым разрешением DS18B20+, которое может сохраняться в EEPROM памяти прибора. Этот датчик обменивается данными по 1-Wire шине, и при этом может быть как единственным устройством на линии, так и работать в группе. Полезная особенность DS18B20+ – питание от шины данных.

Разработанная интеллектуальная СОСБ работает автономно, управляемая непосредственно заложенной в память микроконтроллера программой или по командам от внешней ЭВМ (БЦВМ), передаваемым по последовательному интерфейсу USART.

Моделирование в программной среде позволило произвести проверку работоспособности электрической схемы системы, сопряжения интерфейса передачи данных и решения задачи подборки электронных компонентов. В качестве имитации управления от внешней ЭВМ используется виртуальный терминал, через который передаются команды и принимаются квитанции. На базе потенциометров и операционных усилителей реализованы модели датчиков освещенности. С их помощью в ручном режиме изменяется величина освещенности СБ и контролируется правильность работы автономного режима ориентации. Также с помощью потенциометра и переменного резистора задается соответственно выходное напряжение и ток СБ, что позволяет контролировать управляющее воздействие на рабочий орган импульсного стабилизатора напряжения, который строится по схеме понижающего конвертора. Коэффициент передачи по напряжению понижающего конвертора определяется выражением:

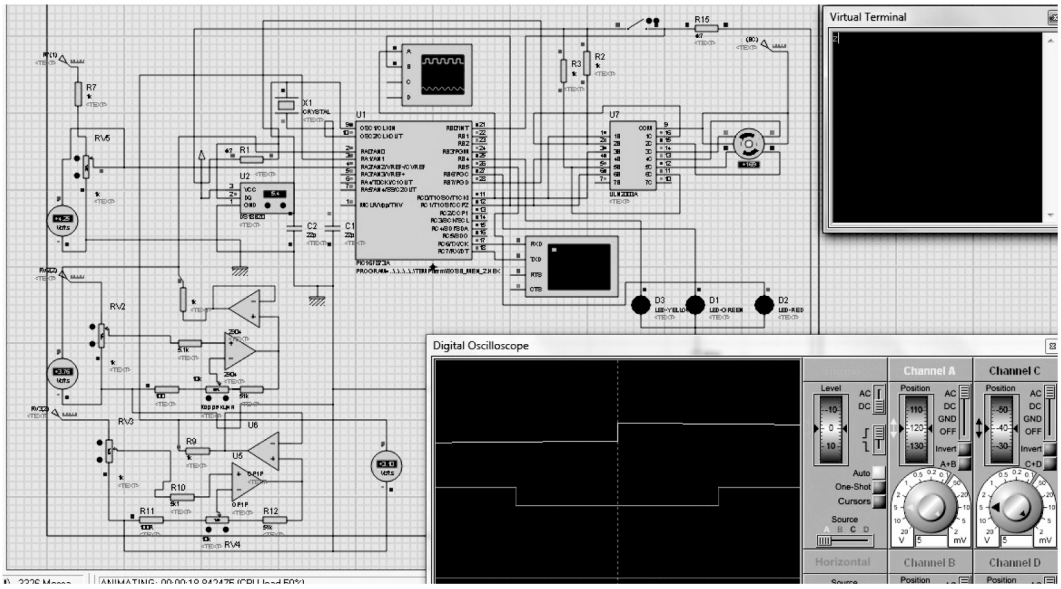

Рис. 1. Моделирование процесса функционирования СОСБ с управлением на базе микроконтроллера в среде Proteus

$$K_U = \frac{U_{\text{СН}}}{U_{\text{СБ}}} = \gamma,$$

где γ – коэффициент заполнения импульсного цикла, $U_{\text{СБ}}$ – напряжение на выходе СБ, $U_{\text{СН}}$ – напряжение на выходе стабилизатора напряжения.

Если изменять γ с помощью модуля ШИМ микроконтроллера так, чтобы напряжение $U_{\text{СН}}$ при различных токах нагрузки было постоянным, можно выбрать рабочую точку на вольт-амперной характеристике СБ, обеспечивающую отбор максимальной мощности, т.е. выполнение условия (1). Тем самым можно увеличить допустимое рассогласование по углу α, что позволит реже задействовать СОСБ и увеличить срок активного существования КА с учетом деградации СБ.

Таким образом, проведенное моделирование подтвердило работоспособность представленной СОСБ с управлением на микроконтроллере, что дало возможность приступить к изготовлению ее физической модели, внешний вид которой представлен на рис. 2.

Разработанная модель СОСБ позволяет в лабораторных условиях проанализировать работоспособность системы в различных режимах, сопряжение отдельных элементов и узлов. При этом осуществляется контроль параметров системы (температуры, тока нагрузки, выходного напряжения, освещенности СБ).

Управление СОСБ может осуществляться от персонального компьютера по радиоканалу или по проводному интерфейсу (USB). Интерфейс управляющей программы реализован в виде стандартного окна Windows, на основной части которого находятся меню, строка состояния и три пользовательские панели: телеметрическая информация, управление СОСБ и параметры КА. Общий вид главного окна программы управления представлен на рис. 3.

В представленной модели СОСБ реализован режим работы «следящий привод», позволяющий оценить работу различных методов ориентации СБ на источник освещения, таких, как непрерывное слежения за источником освещения, коррекция при отклонении от нормали на заданный угол и перекладка СБ с заданным интервалом. Разработанная модель позволяет реализовать перечисленные режимы как под управлением персонального компьютера (аналог БЦВМ на космическом аппарате), так и при автономной работе от программы микроконтроллера (для разгрузки БЦВМ от функций сбора, предварительной обработки и буферизации контролируемой информации).

На рис. 4 представлены временные диаграммы работы СОСБ при первичной ориентации и управления для обеспечения заданных режимов элементов СЭП (на диаграмме $\alpha(t)$ процесс функционирования СОСБ выделен жирными линиями). При первичной ориентации начальный угол $\alpha_0 = 28{,}8°$ (см. рис. 4), при этом значении угла мощность, генерируемая СБ, равна $P_0 = 2{,}8$ В соответствии с алгоритмом модифицированного градиентного спуска, при заданных $\varepsilon_1 = 0{,}01$ Вт, $\varepsilon_2 = 0{,}9°$ и $k = 0{,}5$, было проведено десять итераций для выполнения условия (1), при этом максимальная мощность составила $P_{\max} = 4$ Вт. По окончанию первичной ориентации СОСБ начинает работать в режиме обеспечения поддержания заданного уровня мощности (установлено $P_{\text{зад}} = 2{,}5$ Вт). По результатам работы СЭП получено, что граничный угол при котором выполняется условие (3) равен $\alpha_1 = \pm 39{,}6°$.

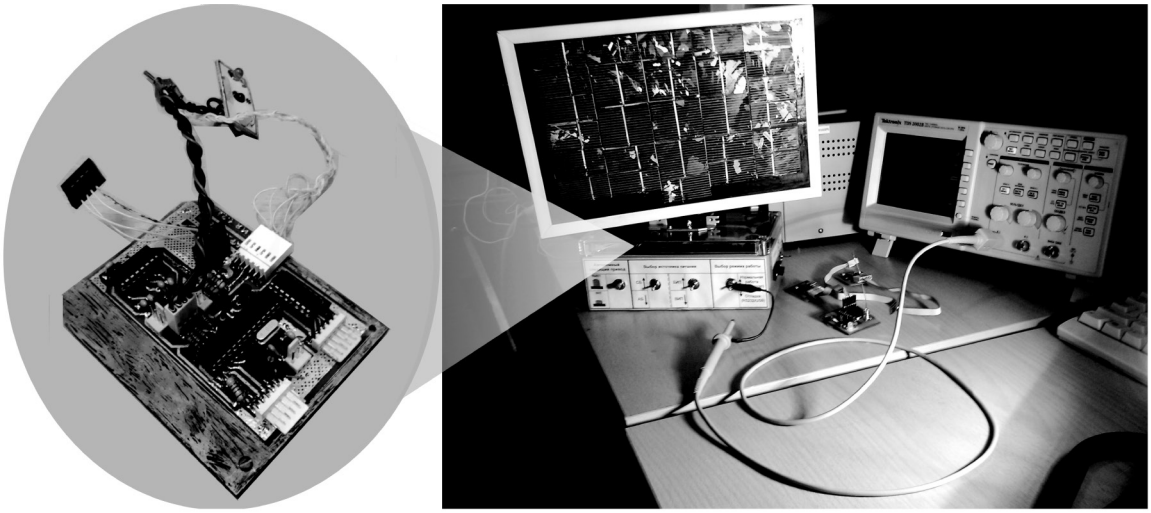

Рис. 2. Внешний вид модели СОСБ на микроконтроллере

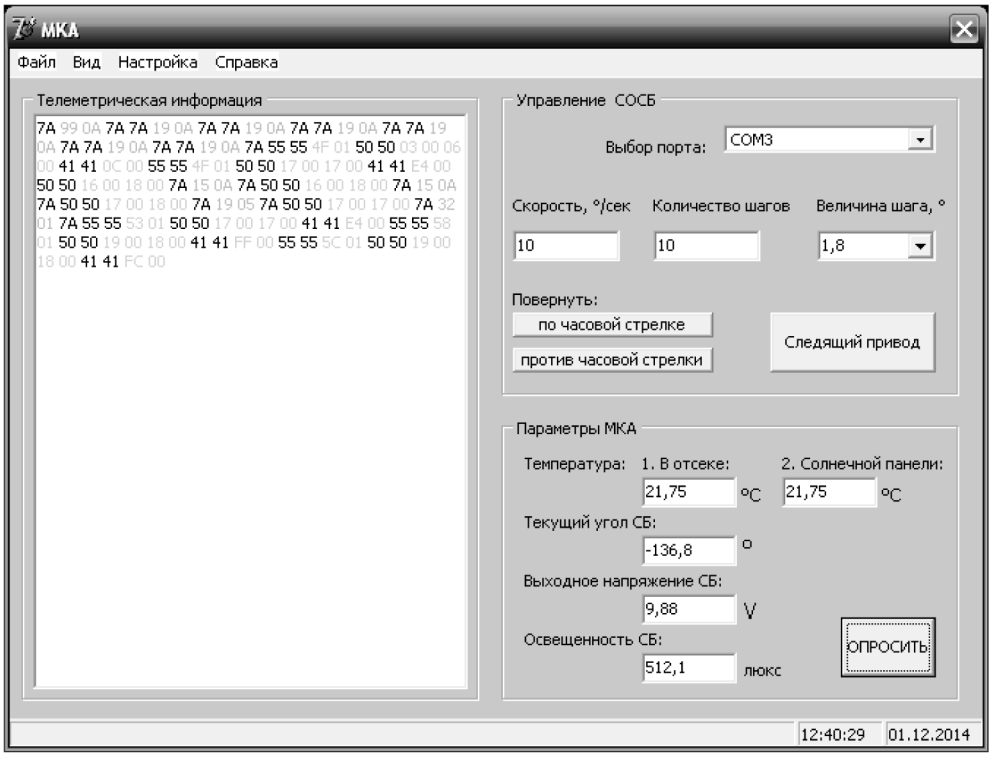

Рис. 3. Общий вид главного окна программы управления СОСБ

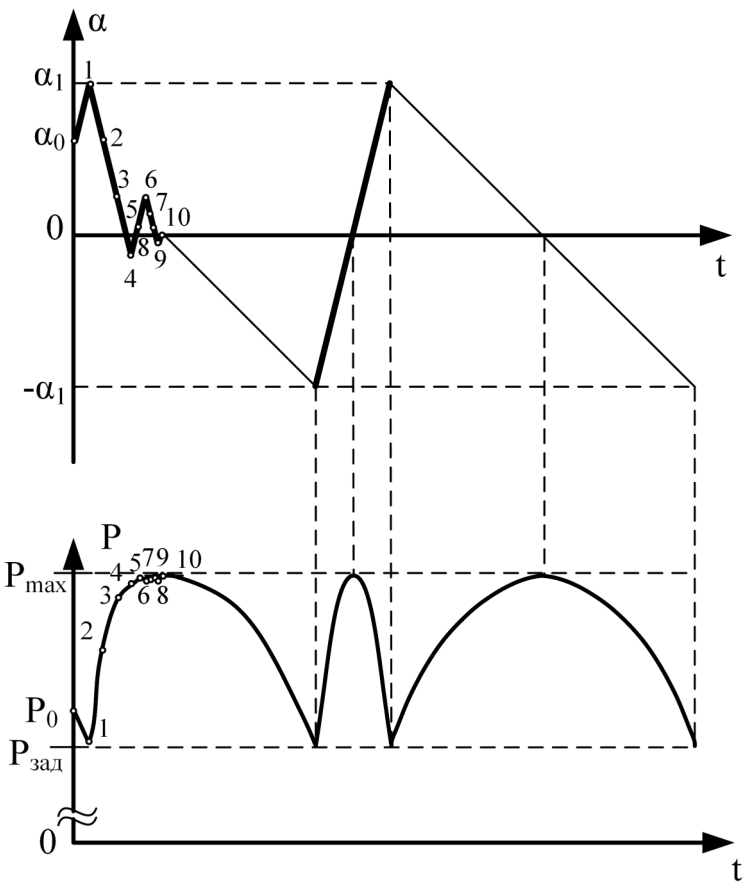

Рис. 4. Временные диаграммы работы модели СОСБ

Применение интеллектуальной СОСБ с управлением на микроконтроллере на борту КА позволит увеличить энергоприток от СБ, расширить функциональные возможности такой системы и повысить ее автономность. При этом микропроцессорные системы управления позволяют уменьшить массогабаритные показатели СОСБ, снизить ее стоимость, увеличить надежность и функциональность.

Литература

1. Лопота, В. И. Современное состояние и перспективы развития отечественной космической робототехники / В.А. Лопота, Е.П. Минаков, Е.И. Юревич // Актуальные проблемы защиты и безопасности: Труды 11-ой научно-практической конференции. – СПб.: Астерион, 2008. – Т. 5. – С. 49–54.

2. Бортовые системы управления космическими аппаратами: учебное пособие / А.Г. Бровкин [и др.]; под ред. А.С. Сырова – М. : Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.

3. Кохц, Д. Измерение, управление и регулирование с помощью PIC микроконтроллеров / Д. Кохц – М.: МК-Пресс, 2007 – 300 с.

4. Системы электроснабжения космических аппаратов и ракет-носителей : учебное пособие / Д.Л. Каргу [и др.]. – СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2013. – 116 с.

5. Безняков, А. М. Построение роботизированной системы ориентации солнечной батареи для малого космического аппарата / А.М. Безняков, В.А. Власов, Е.Н. Маленин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева – 2015. – Т. 14. – № 1. – С. 9–17.