

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.П. Ходненко, А.В. Хромов
(ФГУП «НПП ВНИИЭМ»)

Рассмотрена математическая модель энергодвигательной системы космического аппарата, предназначенной для получения точного представления о процессах, происходящих в системе электропитания космического аппарата (КА) при работе двигательной установки. Моделируются взаимодействия между первичным источником питания, преобразующим устройством, аккумуляторной батареей и нагрузкой в течение нескольких витков полёта с учётом деградации солнечной и аккумуляторной батарей. При помощи указанной модели проведён анализ совместной работы системы электропитания и корректирующей двигательной установки КА «Канопус-В» № 1, определены резервы электрической мощности на борту КА, и даны предложения по их рациональному использованию. Также рассмотрена работа корректирующей двигательной установки в режиме энерговитков и стратегия утилизации КА.

Ключевые слова: математическая модель, корректирующая двигательная установка, система электропитания, энергоприход, солнечная батарея, аккумуляторная батарея.

Повышение требований к длительности эксплуатации малых космических аппаратов (КА) на низких околоземных орбитах и жёсткие требования к массе таких аппаратов определяют необходимость применения на борту корректирующих двигательных установок (КДУ) с высоким удельным импульсом.

КДУ на основе стационарного плазменного двигателя (СПД) обладают высокой экономичностью рабочего тела, большим опытом лётной эксплуатации и являются экологически чистыми. Недостатком КДУ с СПД является высокая цена тяги и, как следствие, значительная электрическая мощность. На КА «Канопус-В» № 1 применена КДУ на базе двигателя СПД-50, которая в рабочем режиме потребляет 317 Вт. Функциональная схема системы электропитания (СЭП) КА приведена на рис. 1.

Чтобы получить точное представление о процессах, происходящих в СЭП КА при работе двигательной установки, используем метод математического моделирования. В модели энергодвигательной системы КА необходимо учесть взаимодействия между первичным источником питания, преобразующим устройством, аккумуляторной батареей (АБ) и нагрузкой в течение несколь-

ких витков полёта. Также необходимо учесть деградацию солнечной и аккумуляторной батарей. Функциональная схема модели приведена на рис. 2.

Модель энергоприхода на солнечно-синхронной орбите

Мощность солнечной батареи (СБ) КА зависит от угла падения солнечных лучей на её рабочую поверхность и может меняться при движении КА по орбите и изменении его ориентации в пространстве. Она достигает максимума при световом потоке, перпендикулярном рабочей поверхности СБ, и падает до нуля в тени Земли. Далее будем полагать,

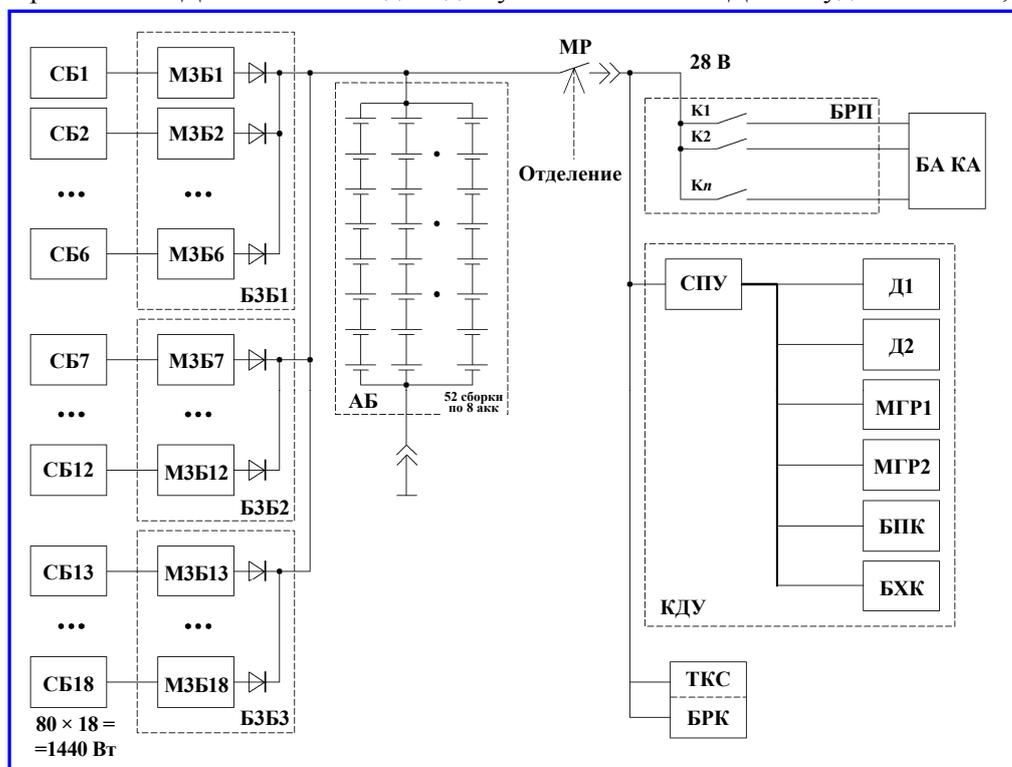


Рис. 1. Структурная схема системы электропитания КА «Канопус-В» № 1

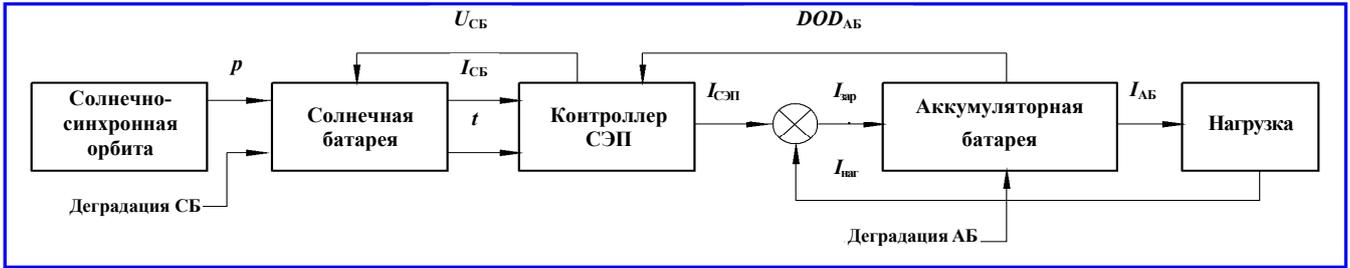


Рис. 2. Функциональная схема энергодвигательной системы КА

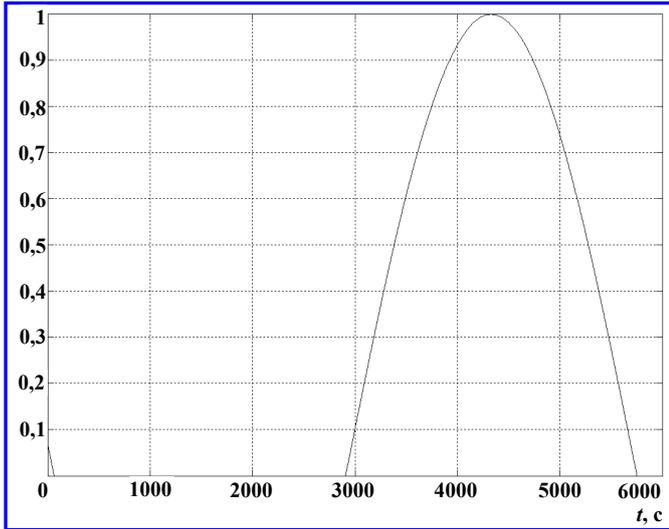


Рис. 3. Зависимость коэффициента освещённости от времени

время прохождения восходящего узла орбиты; γ – угол между нормалью к плоскости СБ и плоскостью орбиты; u – угол, задающий положение КА на орбите; $S_{СБ}$ – полезная площадь СБ; $K_{П}$ – коэффициент потерь, учитывающий влияние температуры СБ, потери мощности за счёт деградации характеристик СБ во время её эксплуатации и потери мощности в системе коммутации.

Мгновенное значение коэффициента освещённости можно выразить как

$$p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u) = \cos \alpha = \cos \beta \cos \gamma \cos u + \sin \beta \sin \gamma.$$

Угол β между направлением на Солнце и плоскостью орбиты КА зависит от наклона орбиты, времени пересечения восходящего узла и даты. Данный угол может быть найден по формуле

$$\sin \beta = \cos \delta_c \sin i \sin [15(12h - m_{\Omega})] - \sin \delta_c \cos i,$$

где $\delta_c = \arcsin(\sin \epsilon \sin \lambda_c)$ – склонение Солнца;

$$\lambda_c = \frac{2\pi}{365,2422} d_{21.03};$$

$\epsilon = 23,5^\circ$ – угол между плоскостями экватора и эклиптики; λ_c – угол в плоскости эклиптики между направлением на Солнце и направлением на точку весеннего равноденствия; $d_{21.03}$ – дата (число дней, прошедших с 21 марта).

что СБ неподвижно закреплена на корпусе КА. СЭП с неподвижными СБ дают наименьший энергоприход по сравнению с одно- и двухосной ориентацией СБ на Солнце, однако они наиболее просты и надёжны, поэтому нашли широкое распространение на малых КА.

Мгновенная выходная мощность СБ КА зависит от коэффициента мощности p [1]:

$$P = \sigma \eta_{ФЭП} p(h, d, m_{\Omega}, \gamma, u) S_{СБ} K_{П},$$

где $\sigma = 1370 \text{ Вт/м}^2$ – солнечная постоянная; $\eta_{ФЭП}$ – КПД фотоэлектрических преобразователей (ФЭП); h – высота орбиты; d – текущая дата; m_{Ω} – местное

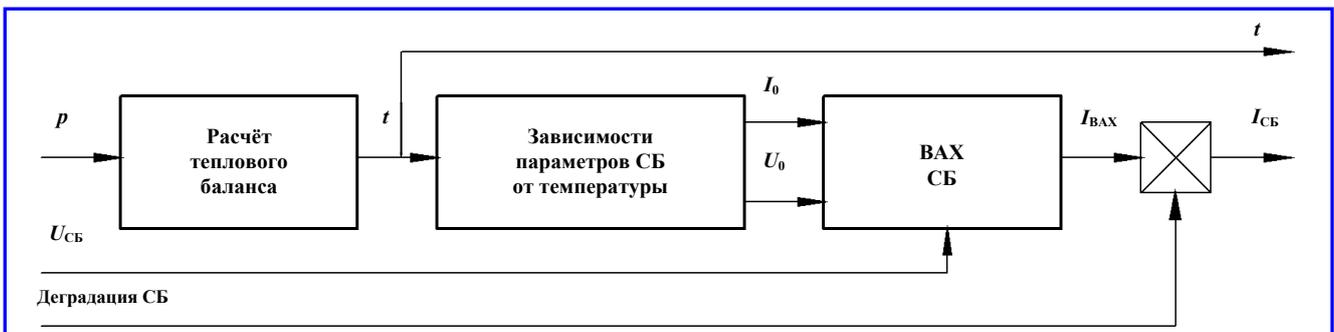


Рис. 4. Функциональная схема модели солнечной батареи

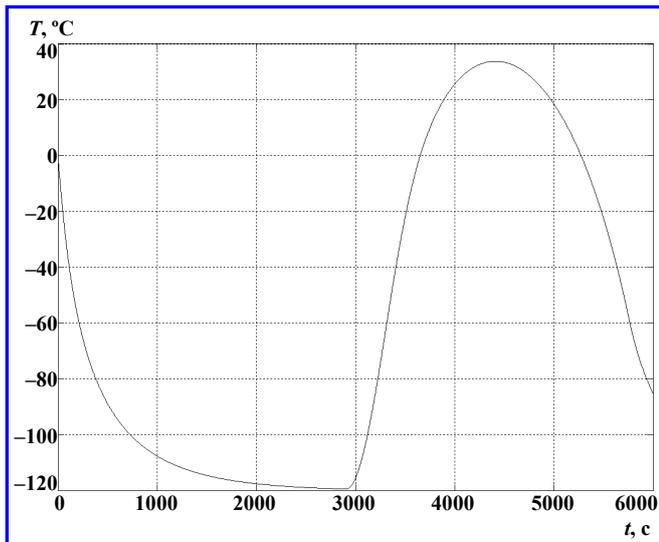


Рис. 5. Зависимость температуры солнечной батареи от времени

Наклонение солнечно-синхронной орбиты (ССО) i однозначно определяется её высотой:

$$i = \arccos \left[- \left(\frac{R_3 + p}{12352,54} \right)^{7/2} \right].$$

Угол u может быть выражен как функция времени:

$$u = \omega t = \frac{t}{R_3 + h} \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}},$$

где $R_3 = 6378,14$ км – экваториальный радиус Земли; $\mu = 3,98601 \cdot 10^5$ км³/с² – гравитационный параметр Земли.

Изменение коэффициента освещённости в течение одного витка для КА «Канопус-В» № 1 (параметры орбиты: высота – 510 км, время пересечения восходящего узла – 12 часов, дата – 1 января, СБ установлены под нулевым углом, нормаль к ним лежит в плоскости орбиты) представлено на рис. 3.

Модель солнечной батареи

Модель объединяет вольт-амперную характеристику СБ, решение уравнения теплового баланса СБ, модуль, отражающий влияние температуры на параметры СБ и её деградацию. Функциональная схема модели СБ представлена на рис. 4.

Выполним моделирование зависимости температуры СБ от её освещённости путём расчёта тепловых потоков и составления уравнения теплового баланса [2]. В рамках применяемого метода расчёта

СБ представляются одним изотермическим узлом. Рабочая поверхность СБ покрыта ФЭП, промежутки между которыми (поверхность каркаса СБ, проводящих шин и т. п.) покрыты белой краской, обратная сторона СБ полностью покрыта белой краской. Составим уравнение теплового баланса СБ:

$$mc \frac{dT}{d\tau} = Q_{\text{погл.солн.ФЭП}} + Q_{\text{погл.солн.карк}} + Q_{\text{погл.отр.солн}} + Q_{\text{погл.зем}} - Q_{\text{изл.ФЭП}} - Q_{\text{изл.карк}} - Q_{\text{изл.обр}} - W_{\text{эл}},$$

где m, c – масса и теплоёмкость СБ; T – температура; τ – время; $Q_{\text{погл.солн.ФЭП}}$ – тепловой поток от Солнца, поглощённый ФЭП; $Q_{\text{погл.солн.карк}}$ – тепловой поток от Солнца, поглощённый каркасом СБ; $Q_{\text{погл.отр.солн}}$ – тепловой поток излучения Солнца, отражённый от поверхности Земли и поглощённый нерабочей стороной СБ; $Q_{\text{погл.зем}}$ – тепловой поток от Земли, поглощённый нерабочей стороной СБ; $Q_{\text{изл.ФЭП}}$ – тепловой поток, излучённый ФЭП; $Q_{\text{изл.карк}}$ – тепловой поток, излучённый каркасом СБ; $Q_{\text{изл.обр}}$ – тепловой поток, излучённый нерабочей стороной ФЭП; $W_{\text{эл}}$ – электрическая мощность, отводимая от СБ в систему энергоснабжения СЭС КА.

На рис. 5 приведён график зависимости температуры СБ от времени при подаче на вход значения коэффициента освещённости, полученного в результате работы модели ССО.

Вольт-амперная характеристика СБ в общем виде описывается выражением

$$I_{\text{СБ}} = I_{\text{к.з}} \left(1 - \exp \left(\frac{\left(\frac{U_{\text{СБ}}}{U_{\text{х.х}}} - 1 \right) \ln \left(1 - \frac{I_{\text{опт}}}{I_{\text{к.з}}} \right)}{\frac{U_{\text{опт}}}{U_{\text{к.з}}}} \right) \right),$$

где $I_{\text{к.з}}$ – ток короткого замыкания СБ; $U_{\text{СБ}}$ – мгновенное значение выходного напряжения СБ; $U_{\text{х.х}}$ – максимальное выходное напряжение СБ (напряжение холостого хода); $I_{\text{опт}}$ – оптимальный ток СБ, т. е. ток, соответствующий максимальной мощности СБ; $U_{\text{опт}}$ – оптимальное выходное напряжение СБ.

Зависимость выходного тока СБ от освещённости выглядит следующим образом:

$$I_{\text{СБ}} = I_{\text{СБ0}} \cos \alpha = I_{\text{СБ0}} p,$$

где $I_{\text{СБ0}}$ – ток СБ, освещённый световым потоком, перпендикулярным рабочей поверхности СБ.

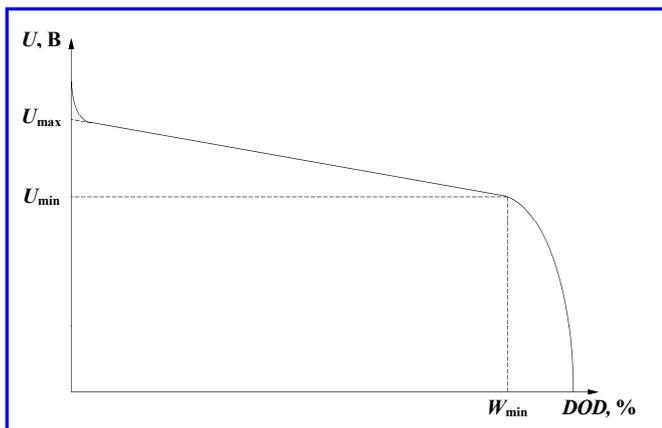


Рис. 6. Разрядная характеристика аккумуляторной батареи

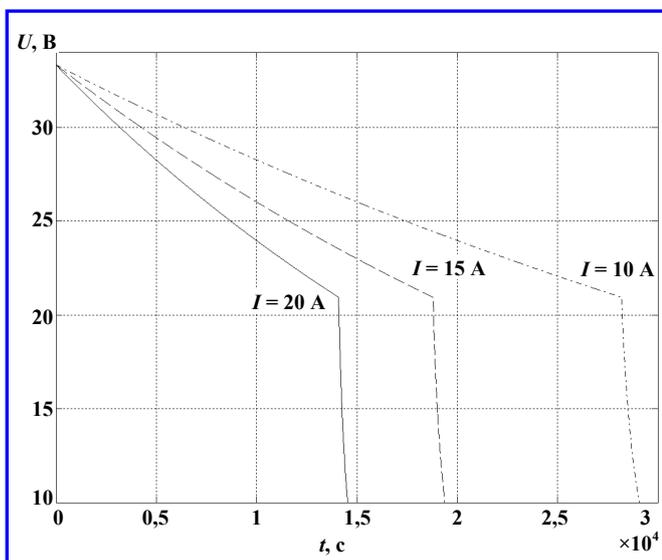


Рис. 7. Разряд аккумуляторной батареи постоянным током

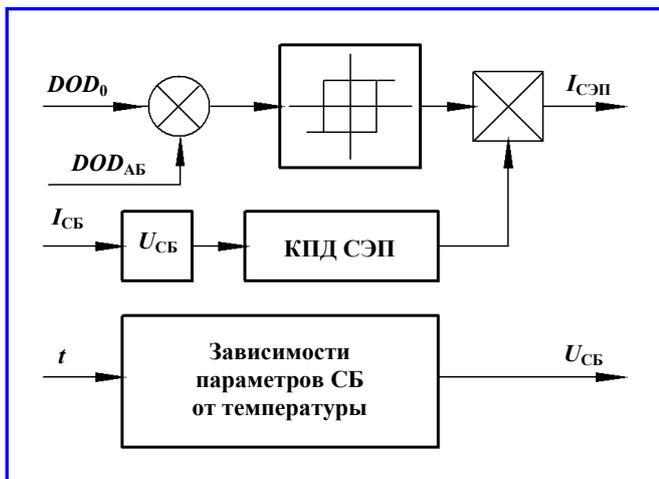


Рис. 8. Структурная схема модели контроллера системы электропитания

Модель аккумуляторной батареи

Модель АБ основана на зависимости напряжения на клеммах АБ от степени её разряда [3]:

$$U = U_{\max} - kDOD,$$

где U_{\max} – напряжение на клеммах полностью заряженной АБ; DOD – глубина разряда АБ – отношение израсходованной энергии к номинальной ёмкости АБ.

Указанное соотношение описывает рабочую (линейную) часть разрядной характеристики АБ, приведённой на рис. 6. По оси абсцисс разрядной характеристики отложена глубина разряда АБ, а по оси ординат – напряжение на клеммах. При этом экспоненциальный участок при малых значениях DOD аппроксимирован прямой a , U_{\min} – напряжение батареи, соответствующее концу линейной части характеристики. При штатной работе АБ использование экспоненциальной части характеристики (при $U < U_{\min}$) недопустимо. Вид характеристики реальной АБ зависит от её температуры, электрохимических и других параметров и приводится в документации на батарею.

Обозначим W мгновенное значение энергии, запасённой в АБ. Тогда зависимость напряжения на клеммах АБ от W может быть определена как

$$U = \begin{cases} \exp\left(\frac{\ln(U_{\min} + 1 - IR_0)}{W_{\min}} W\right) - 1, & \text{если } W < W_{\min}; \\ U_{\min} + W \frac{U_{\max} - U_{\min} - IR_0}{W_{\max} - W_{\min}} - IR_0, & \text{если } W > W_{\min}, \end{cases}$$

где W_{\min} – минимально допустимое количество энергии в АБ (количество энергии, соответствующее переходу на экспоненциальную ветвь разрядной характеристики); R_0 – внутреннее активное сопротивление батареи; I – ток заряда/разряда АБ; W_{\max} – номинальное количество энергии, запасаемое в АБ.

Мгновенное значение запасённой энергии вычислим как интеграл:

$$W(t) = W_0 + \int_0^t IU dt,$$

где W_0 – начальный заряд батареи.

С течением времени по мере израсходования ресурса АБ теряет ёмкость. Для представления этого снижения в модели введём зависимость

$$W_{\max} = W_{\max 0} (1 - D),$$

где $W_{\max 0}$ – номинальное количество энергии, запасаемой АБ в начале эксплуатации; D – степень деградации АБ.

На рис. 7 приведены графики зависимости напряжения на клеммах батареи от времени при разряде полностью заряженной АБ с нулевой степе-

нию деградации постоянным током. Представлены три графика для различных токов разряда.

Модель контроллера системы электропитания

Модель контроллера системы электропитания (КСЭП) служит для согласования моделей СБ и АБ между собой и с нагрузками на борту КА. В силу основной цели создания модели энергодвигательной системы КА – понимания энергетических процессов на борту при различных условиях полёта и оценки резерва энергетики – КСЭП моделируется упрощённо и выполняет следующие задачи:

- управления напряжением СБ по датчикам температуры СБ;
- релейного управления зарядом АБ по сигналу глубины разряда АБ;
- преобразования уровней напряжения и тока, учёт КПД СЭП.

На рис. 8 приведена структурная схема модели контроллера СЭП. Входами модели являются ток СБ, степень разряда АБ и сигнал датчиков температуры СБ. Выходными сигналами являются ток СЭП $I_{СЭП}$, поступающий в АБ и в нагрузку (считается, что АБ и потребители на борту КА соединены параллельно), а также напряжение $U_{СБ}$, которое поддерживается на СБ.

При помощи блока $K_{0СБ}$ осуществляется преобразование выходного тока СБ в ток, соответствующий номинальному напряжению бортовой сети КА. Блок КПД СЭП осуществляет умножение тока СБ на известный КПД СЭП. В модели СЭП применён релейный регулятор, ограничивающий заряд АБ. Когда батарея будет полностью заряжена, на выходе блока реле появляется нулевой сигнал, отключающий ток СБ от выхода СЭС. Таким образом моделируется подключение к СБ шунта в реальной СЭП КА. При разряде АБ до значения DOD_0 и более регулятор повторно подключает выход СБ к АБ и нагрузке.

Модель нагрузки

Суммарная нагрузка подключается к выходу АБ в соответствии с заданной циклограммой. Модель нагрузки (рис. 9) формирует во времени последовательное изменение активных сопротивлений по заданной циклограмме работы. Сопротивление нагрузки вычисляется по формуле:

$$R = \frac{U^2}{W},$$

где W – известная мощность нагрузки.

Счётчик формирует нарастающий сигнал с максимальным значением равным периоду обращения КА после чего сбрасывается для начала нового

цикла. При помощи блоков T_i ($i = 1, 2, \dots, n$) задаются времена переключения нагрузок, и осуществляется управление ключами. Блоки W_i ($i = 1, 2, \dots, n$) позволяют динамически изменять сопротивление нагрузок – так обеспечивается постоянство мощности при изменении напряжения АБ.

На рис. 10 приведена осциллограмма тока потребления КДУ при выдаче одного корректирующего импульса.

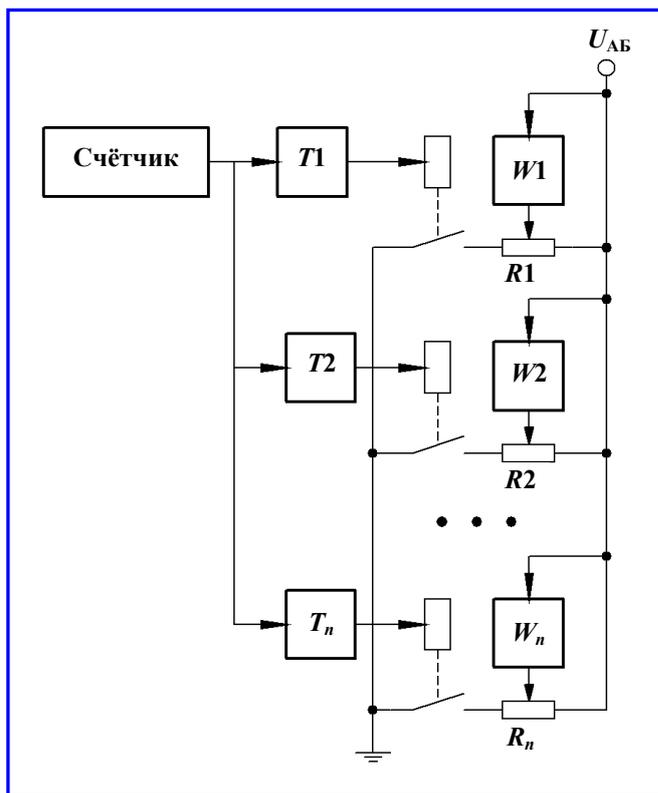


Рис. 9. Функциональная схема модели нагрузки

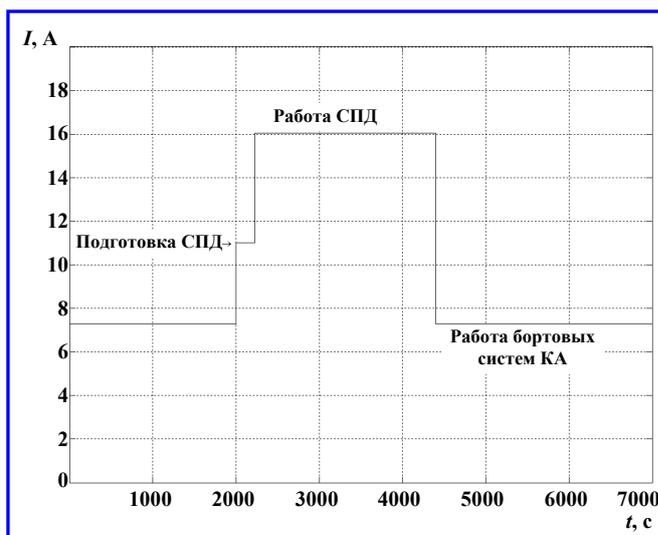


Рис. 10. Зависимость тока нагрузки от времени при выдаче импульса коррекции

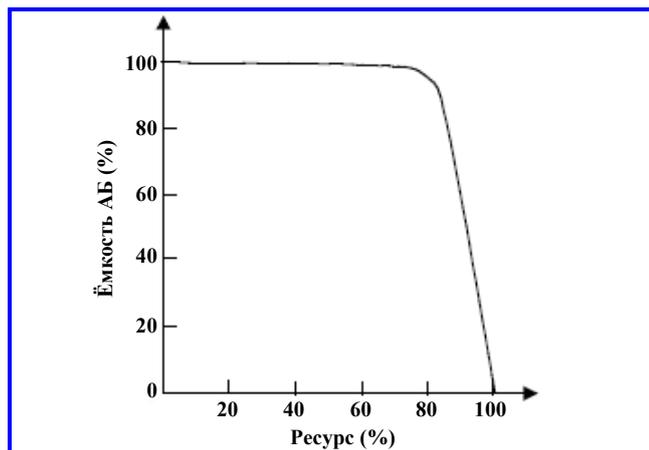


Рис. 11. Характер деградации ёмкости аккумуляторной батареи

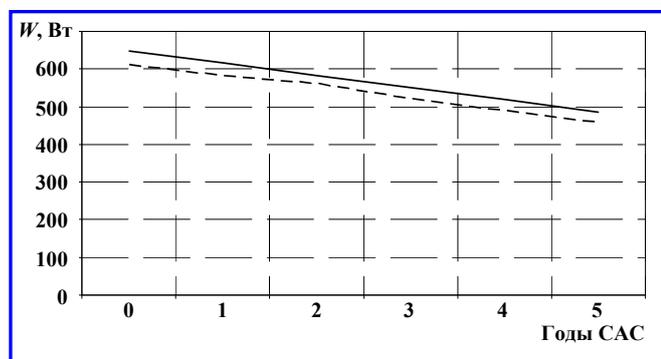


Рис. 12. Зависимость располагаемой мощности СЭП от срока эксплуатации КА: — — — 18 генераторов СБ; - - - - 17 генераторов СБ

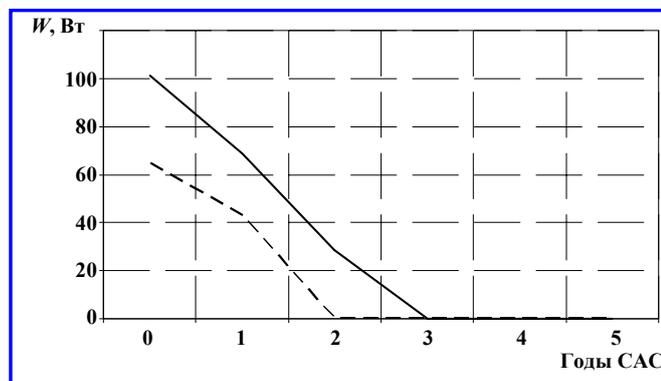


Рис. 13. Зависимость резерва мощности СЭП при одном включении КДУ на 2400 с на теневой части витка: — — — резерв 18; - - - - резерв 17

Деградация, %		
Год САС	СБ	АБ
Начало САС	0	0
1	5	5
2	10	5
3	15	5
4	20	5
5	25	36

Анализ работы энергодвигательной системы
 КДУ малого КА «Канопус-В» № 1 предназначена для коррекции периода обращения, наклона орбиты, её эксцентриситета и аргумента перигея, а также для разведения по фазе двух КА, находящихся в одной плоскости. С точки зрения циклограммы работы КДУ все виды коррекции можно разделить на две группы:

- одно включение КДУ на витке на 2400 с (коррекция периода обращения, разведение по фазе);
- два включения КДУ на витке на 960 с каждое, разнесённые по фазе на 180° (коррекция наклона, аргумента перигея, эксцентриситета).

Номинальная сила тяги двигателя СПД-50 составляет 1,4 гс, мощность потребления КДУ в разрядном режиме – 316 Вт. Каждому включению предшествует подготовка двигателя в течение 225 с, мощность потребления при подготовке составляет 110 Вт.

Характер деградации мощности СБ и ёмкости АКБ существенно различается. Ухудшение характеристик СБ с течением времени происходит практически равномерно и составляет 25% за пять лет. Ёмкость АКБ длительное время остаётся неизменной, а после выработки порядка 80% начинает быстро деградировать. В качестве примера на рис. 11 приведён график зависимости ёмкости АКБ от выработки ресурса [3].

В таблице представлены характеристики деградации элементов СЭП КА «Канопус-В» № 1, которые использовались в качестве исходных данных при опытах с моделью энергодвигательной системы КА.

Определим суммарную мощность, которую может отдать в нагрузку СЭП КА, находящегося на полуденной ССО высотой 510 км. Графики зависимости мощности от срока эксплуатации приведены на рис. 12. Здесь и далее сплошной линией представлен график для 18 работоспособных ячеек СЭП (генератор СБ и соединённый с ним модуль зарядки АКБ), а пунктирной – при отказе одной ячейки (17 работоспособных ячеек).

Рассмотрим теперь выполнение требований по длительности включений КДУ. Импульс тяги длиной 2400 с может быть выдан на освещённой и на теневой части витка, а из двух относительно коротких включений в силу их разведения по фазе одно будет происходить на освещённой, а второе – на теневой части витка. Графики резерва мощности, которая будет генерироваться на борту КА при различных видах включений, приведены на рис. 13 – 15. Отметим, что при одном включении

на 2400 с будет выработан импульс тяги 33,0 Н·с, а потрачено 200 Вт·ч электроэнергии, в то время как за 1920 с (два включения по 960 с) КДУ выработает импульс 26,3 Н·с, затратив 150,7 Вт·ч.

По данным графиков рис. 13 – 15 можно заключить, что в начале срока активного существования (САС) КА на борту имеется резерв мощности СЭС, а в конце САС – наоборот, мощности СЭС недостаточно для выполнения штатной коррекции. Очевидным выходом из указанной ситуации является изменение времени работы КДУ на витке. В начале САС длительность включения может быть увеличена, а в конце – должна быть уменьшена для достижения положительного энергодобавки КА. Результаты расчёта критического времени включения КДУ на витке приведены на рис. 16. В случае коррекций по наклонению увеличение длительности включения КДУ в общем случае нецелесообразно, так как импульсы тяги должны быть выданы в строго определённых точках витка (в районе узлов орбиты), и с увеличением расстояния от узла эффективность коррекции падает.

Как следует из рис. 16 после трёх лет эксплуатации КА потребуются принимать меры по обеспечению заданной длительности коррекции. Наиболее простым способом увеличить энергоприход на орбите является применение энерговитков. В указанном режиме при выходе из тени Земли система ориентации корпуса КА поворачивает спутник таким образом, чтобы панели фотоэлектрических батарей были перпендикулярны солнечным лучам. На следующем витке строится орбитальная ориентация КА, и производится выдача импульса тяги КДУ. Данный режим полностью обеспечивает потребности двигательной установки (АБ, как правило, заряжается уже к середине энерговитка), однако отрицательным фактором режима является увеличение глубины разряда АБ (при орбитальной ориентации глубина разряда АБ не превышает 13%).

Как показало моделирование, при сроке эксплуатации КА четыре года включительно энергетических возможностей СБ хватает для работы КДУ полными витками (94 мин), и только после пяти лет эксплуатации при развитии деградации АБ необходимо ограничить продолжительность включения 60 мин. При включении КДУ на полный виток произошёл бы разряд АБ на 38%, что недопустимо (при часовой коррекции степень разряда составляет приемлемые 27%). Попутно заметим, что отказ одной из ячеек СЭП не оказывает существенного влияния на энергодобавку КА в режиме энерговитков.

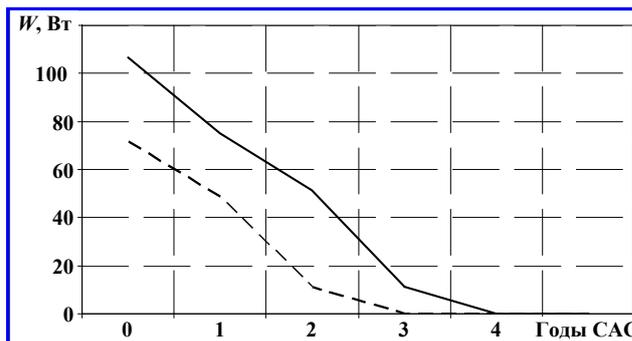


Рис. 14. Зависимость резерва мощности СЭП при одном включении КДУ на 2400 с на освещённой части витка: — — — резерв 18; — — — резерв 17

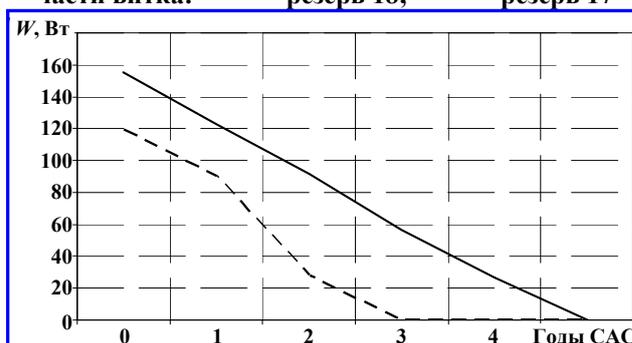


Рис. 15. Зависимость резерва мощности СЭП при двух включениях КДУ на 960 с каждое: — — — резерв 18; — — — резерв 17

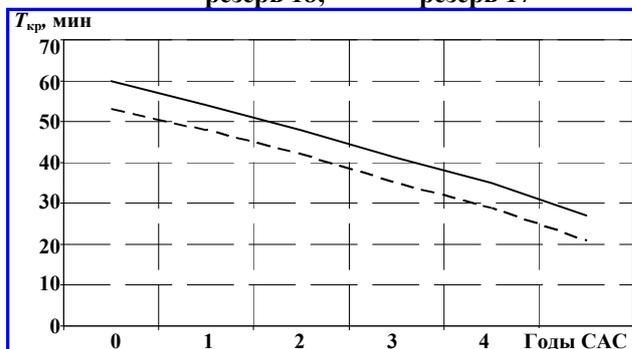


Рис. 16. Зависимость критического времени включения КДУ на витке от срока эксплуатации КА: — — — 18 генераторов СБ; — — — 17 генераторов СБ

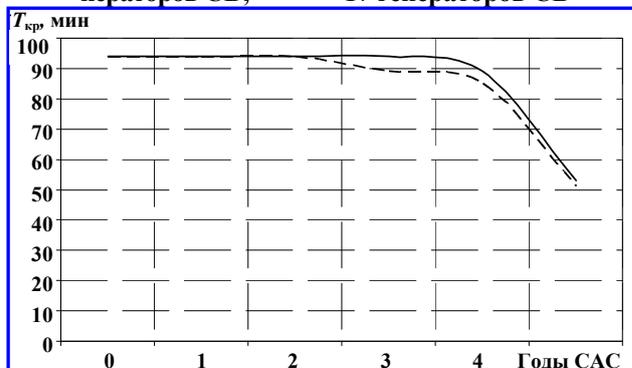


Рис. 17. Зависимость критического времени включения КДУ на витке при работе в режиме повышенной тяги: — — — 18 генераторов СБ; — — — 17 генераторов СБ

Рассмотрим возможные варианты использования избытка электроэнергии на борту КА во время первых трёх лет эксплуатации. Увеличение продолжительности включения КДУ на витке приносит эффект только для коррекций по периоду обращения. Во время начальной коррекции параметров орбиты (так называемая коррекция ошибок выведения) количество витков коррекции наклона, эксцентриситета, аргумента перигея примерно вдвое превышает количество витков коррекции периода (даже с учётом разведения по фазе). Применение на малом КА двигательной установки с регулируемой тягой позволит использовать избыток электроэнергии для проведения коррекций с повышенной тягой двигателя, что позволит сократить количество витков коррекции, и как следствие – период ввода КА в эксплуатацию.

Представляет интерес рассмотрение совместного использования режима повышенной тяги СПД-50 и режима энерговитков системы энергоснабжения. На рис. 17 приведён расчёт критического времени включения КДУ в случае применения энерговитков и повышенной тяги двигателя 2,04 гс. Максимальная продолжительность ограничена 94 мин – длительностью полного витка. Ограничивающим фактором является неспособность СБ за энерговиток восполнить ёмкость АБ, а глубина разряда последней ограничена нами в 30%. Как видно из рис. 17, до трёх лет эксплуатации КА возможна работа КДУ целыми витками, что позволит за два витка полёта выдавать импульс тяги в 112,8 Н·с, что больше даже двух часовых включений КДУ в номинальном режиме (98,8 Н·с суммарно). После пяти лет эксплуатации выгода применения режима повышенной тяги и энерговитков особенно существенна – за два витка возможно выдать импульс 63,6 Н·с, в то время как при орбитальной ориентации КА в номинальном режиме можно выдать только 44,4 Н·с, что на 30% меньше (пропорционально сократится продолжительность коррекции).

Рассмотрим стратегию утилизации КА в конце САС. Техническим заданием на КДУ оговорён запас рабочего тела на семь лет активного существования КА, соответственно, утилизация должна производиться по истечении этого срока. Деграцию СБ КА оценим в 35%, АБ – в 50%. Утилизация КА представляет собой снижение высоты его орбиты, т. е. коррекции периода обращения. При работе в орбитальной ориентации критическое время работы на витке составит 13 мин (при отказе одной ячейки СЭС – 9 мин). Понятно, что столь непродолжительные коррекции при-

водят к значительным затратам времени. Представляется разумным использование режима энерговитков. А в режиме номинальной тяги после энерговитка КДУ сможет отработать 40 мин, глубина разряда АБ при этом не превысит 27% (безразлично – с 17 или с 18 работоспособными ячейками СЭП). Применение режима повышенной тяги хоть и позволяет несколько повысить импульс, выдаваемый за одно включение (с 33,0 до 40,8 Н·с), но одновременно потребует большей глубины разряда АБ (примерно на 3%), что при завершении активной эксплуатации КА является рискованным.

Выводы

1. Разработанные модели элементов энергодвигательной системы достаточно точно реализуют их реальные характеристики, а полная модель системы правильно отображает физические условия работы системы.
2. Работа СПД-50 по штатной циклограмме (коррекции периода – одно включение КДУ на витке на 2400 с, коррекции наклона – два включения КДУ по 960 с каждое на витке) приводит к наличию избытка энергии на борту КА в течение первых двух лет эксплуатации и её дефициту на четвёртом – пятом годах эксплуатации.
3. Режим энерговитков (чередование витков с орбитальной ориентацией КА и выдачей импульсов тяги с витками, на которых система ориентации КА поворачивает панели СБ на Солнце) полностью обеспечивает потребности КДУ в конце САС даже в случае отказа одной из ячеек СЭП.
4. Для использования избытка энергии в начале эксплуатации КА и уменьшения времени коррекции ошибок выведения целесообразно применить режим повышенной тяги СПД-50 (2,04 гс против штатных 1,4 гс), что позволяет сократить время коррекций по наклону на 31%.
5. При необходимости утилизации КА целесообразно применять режим энерговитков в сочетании со штатным режимом по тяге.

Литература

1. Чернов А. А. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения / А. А. Чернов, Г. М. Чернявский. – М.: Радио и связь, 2004. – 200 с.: ил.
2. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. – Королёв: ЦНИИМаш, 2001. – 106 с.: ил.
3. Mukund R. Patel. Spacecraft power systems / Mukund R. Patel. – Florida: CRC Press, 2005. – 691 p.: ill.

Поступила в редакцию 01.12.2011

Владимир Павлович Ходненко, д-р техн. наук, главный научн. сотрудник, т. (495) 624-94-98.
Александр Викторович Хромов, аспирант, начальник лаборатории, т. (495) 607-25-35.
E-mail: vniiem@orc.ru.