

операционных усилителей  $\lambda_{oy}$ , схемы записи в регистр  $\lambda_{c.з}$ , схема устранения неоднозначности  $\lambda_{c.ун}$ , регистра  $\lambda_{регз}$ , преобразователя кодов  $\lambda_{np}$ , разъема  $\lambda_p$ , интегральных схем  $\lambda_{и.с}$ ,

$\lambda_n$  - интенсивность отказов пайки одного контакта.

Из анализа обобщенной функциональной схемы ЦИП и структурной схемы блока электроники при общем числе разрядов выходного кода  $q_\Sigma$ , состоящем из  $q_1$  (грубый отсчет) и  $q_2$  (точный отсчет), следует, что функционал по надежности или вероятность безотказной работы при отсутствии катастрофических отказов определится как:

$$F_p = P_\Sigma(t) = \exp \left\{ -t \left[ (2^{q_2} + q_\Sigma - q_2)(\lambda_n + \lambda_\phi) + \lambda_k \sum_{i=0}^{q_\Sigma - q_2} 2^{q_\Sigma - q_2 - i} + \right. \right. \\ \left. \left. \lambda_k k (2^{q_2} + 1) + 2(2^{q_2} + q_\Sigma - q_2)\lambda_{oy} + (2^{q_2 + 1} + 4q_2 + 1)\lambda_{и.с} + (q_\Sigma - q_2)\lambda_{рег} \right. \right. \\ \left. \left. + (28 \cdot 2^{q_2} + 24q_\Sigma - 8q_2 + 8)\lambda_n + (q_\Sigma + 4)\lambda_p + \lambda_{под} + \lambda_{мех} \right] \right\},$$

где  $\lambda_{под}$  и  $\lambda_{мех}$  - соответственно интенсивности отказов подшипникового узла и конструктивных элементов ЦИП.

#### Список использованных источников

1. В.М.Гречишников, А.С.Капустин, Н.Е.Конюхов. Оптоэлектронный цифровой преобразователь угла.-Измерительная техника, № 12,1986,с.5-7.
2. К.А.Ибюду. Расчет надежности вычислительных и управляющих машин и систем летательных аппаратов. - М.:Ротапринт, МАИ,1987.-56с.
2. Б.С.Сотсков. Основы теории и расчета надежности элементов и устройств автоматики и вычислительной техники.-М.:Высшая школа, 1970. - 270с.

УДК 621.396..72

## СИСТЕМЫ ЭНЕРГОПИТАНИЯ АУТОНОМНЫХ ОБЪЕКТОВ С МАХОВИЧНЫМИ НАКОПИТЕЛЯМИ ЭНЕРГИИ

Бакирова С.Я., Смирнов Д.П.

Первоначально в качестве бортовых энергоустановок использовались комбинации панелей солнечных элементов с серебряно-цинковыми АБ. Однако из-за необходимости увеличения сроков службы АО (увеличения количества разрядно зарядных циклов) в системах энергопитания стали применять никель-кадмиевые АБ, например, на космическом аппарате "Скайлеб" (США). В некоторых случаях оказывается целесообразным применение на одном АО различных АБ.

Необходимо отметить, что процесс заряда АБ, а также их разряда при выполнении штатных операций на борту КА носит сложный характер. В докладе приведён характер изменения тока в нагрузке в зависимости от режима работы одного из серийных АО. Рассмотрены вопросы

проектирования АО и их систем энергоснабжения. В последнее время для целей накопления используют маховичные накопители энергии, обладающие неограниченным числом циклов заряда-разряда и экологически чистых. Показано, что срок службы таких механических аккумуляторов энергии ограничен только конструктивными материалами. В последнее время в связи с использованием на КА сложной фотографической, астрофизической и другой техники характер изменения потребляемой мощности токов, что практически за короткое время происходит полный разряд АБ. Выше сказанное указывает на перспективность наращивания мощности КА за счет увеличения количества аккумуляторных батарей. Так например, при удельной энергии АБ, равной 13,2 Втч/кг может быть достигнуто использование 60% разряда.

Как известно, требуемая мощность энергосистемы КА распределяется в зависимости от фаз полёта и выполняемых операций. Например, для одного из советских КА наибольшая мощность составляет 62,7 кВт, а средняя мощность от взлёта до приземления 12,4 кВт. Общий расход энергии в период взлёта и приземления составляет 28 кВтч.

Основные параметры СЭП, выполненной на основе солнечных батарей и АБ можно видеть на примере энергоустановок КА типа Mariner (США), в которых

АБ составляют значительную долю от массы СЭП (30,5%, 24%, 19%, 42,7%).

Масса всех компонентов системы электропитания составляет выше 20% веса КА. С целью уменьшения массы повышают КПД солнечных элементов, облегчают несущие конструкции солнечных элементов, применяют никель-кадмиевые и никель-водородные АБ.

Удельная мощность солнечных элементов после 5...7 летнего срока службы в результате деградации снижается с 70 Вт/м<sup>2</sup> до 60 Вт/м<sup>2</sup>.

При любых сочетаниях высоты полёта КА  $h$  и длительности существования  $t_c$  в состав СЭП входят солнечные батареи и аккумуляторы. В ряде случаев (на напряжённом режиме) используются другие источники энергии. Выходная мощность СБ определяется из уравнений:

$$P_{сб} = (P_n + P_{стр}) \left( 1 + \frac{\tau_T}{\eta_{АБ} \tau_C} \right), \quad (1)$$

где  $P_n$  - мощность внешних потребителей;  $P_{стр}$  - мощность системы терморегулирования;  $\tau_T$  - продолжительность темного участка орбиты;  $\tau_C$  - продолжительность светлого участка орбиты;

$\eta_{АБ}$  КПД аккумуляторной батарей.

Анализ работы СЭП показывает, что существуют оптимальные условия её работы при определённых высотах и длительности. При неоптимальном сочетании высоты и длительности полета, увеличение мощности солнечных элементов приводит к резкому возрастанию запасов энер-

гии. Уменьшение мощности приводит к необходимости перебрасывания электроэнергии в накопитель. Использование в качестве накопителя АБ нецелесообразно, т. к. приводит к многократному увеличению ёмкости АБ по сравнению с минимально необходимой.

$$(E_{AB})_{\min} = \frac{\tau T}{\varphi_{AB}} (P_n + P_{cmp}), \quad (2)$$

где  $\varphi_{AB}$  - глубина разряда аккумулятора.

Эффективность такой энергетической установки в первую очередь зависит от орбиты КА (от расстояния КА до солнца). Изменение рабочей температуры солнечных элементов и интенсивности солнечных лучей являются причиной изменения напряжения. Для поддержания необходимого напряжения используется вспомогательный регулятор, а это в свою очередь приводит к непроизводительным потерям энергии и снижению КПД в целом.

Для обеспечения нормальной работы источников энергии и потребителей, необходимо обеспечить работу первичного источника в согласованном режиме (в оптимальной точке с минимальными пульсациями выходного напряжения), а также обеспечить стабилизацию напряжения на нагрузке.

Зависимость пиковой мощности различных источников энергии массой 400 кг от времени работы при одинаковом среднесуточном потреблении приведена в таблице 2.

Изменение рабочей температуры солнечных элементов и интенсивности солнечных лучей являются причиной изменения напряжения. Для поддержания уровня напряжения используется вспомогательный регулятор, а это в свою очередь приводит к непроизводительным потерям энергии и снижению КПД.

Большое значение для работы спец. устройств на КА имеет величина пиковой мощности СЭП. Зависимость пиковой мощности различных источников энергии массой 400 кг от времени работы при одинаковом среднесуточном потреблении приведена в таблице 2.

Таблица 2

| Сутки<br>Тип источника<br>энергии | 2   | 4   | 6    | 8    | 10   |
|-----------------------------------|-----|-----|------|------|------|
| АБ                                | 0,6 | 0,4 | 0,2  | 0,1  | 0,1  |
| ЭХГ                               | 2,0 | 1,0 | 0,62 | 0,56 | 0,5  |
| ТТЭУ                              | 4,0 | 1,8 | 1,0  | 0,8  | 0,65 |

Если сравнивать систему энергопитания на основе солнечных элементов и АБ с атомно-реакторными системами, то первая будет легче при уровне мощности до 25 кВт.

Анализ данных таблице .2 позволяет сделать вывод, что турбогенераторные энергетические установки (ТГЭУ) превосходят АБ по массовым характеристикам и могут конкурировать с электрохимическими генераторами (ЭХГ) при низких уровнях потребляемой энергии. При больших энергопотребления ТГЭУ превосходят ЭХГ как по массовым характеристикам, так и по способностям вырабатывать большие мощности.

Эффективность энергосистемы повышается при увеличении КПД оборудования, выходной мощности энергосистемы, КПД аккумуляторных батарей и солнечных элементов, а также при уменьшении колебаний сопротивления нагрузки.

Вес системы уменьшается при увеличении КПД солнечных батарей и оборудования, уменьшении размера блока гальванических батарей, выходной мощности системы энергопитания, количества питаемого оборудования.

Общая эффективность работы СЕП определяется с учетом его массовых характеристик при одинаковой среднесуточной электрической мощности.

Решение уравнений эффективности системы решается в следующем порядке. Определяем суммарную мощность источника питания

$$P_{ex} = \eta_i \sum P_i, \quad (3)$$

где  $P_i$  — максимальная мощность элемента питания;  $\eta_i$  — КПД элемента питания.

С учетом аппаратуры контроля

$$P_{ax} = \eta_i \eta_k \sum P_i, \quad (4)$$

где  $\eta_i$  — КПД аппаратуры контроля.

С учетом освещенности космического аппарата

$$P_{ex} = \sum_{i=1}^m \frac{P_i}{\eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_i} + P_{ex.т.м.н.}, \quad (5)$$

где  $\eta_1, \eta_2, \eta_3$  — КПД соответствующего оборудования.

Период затемнения

$$P_{ex.т.м.н.} = \sum_{i=1}^m \frac{P_i \left( \frac{T}{t} - 1 \right)}{\eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 \eta_5 \eta_i}, \quad (6)$$

Период освещения

$$P_{\text{вх.ос}} = \frac{1}{\eta_1 \eta_2 \eta_3} \sum_{i=1}^m \frac{P_i}{\eta_i} \left[ \frac{T}{\eta_4 \eta_5} - 1 \right] + 1 \quad (7)$$

где  $T$  – время обращения на орбите;  $t_{\text{ос}}$  – время освещения за один оборот.

Суммарная максимально возможная мощность при оптимальных условиях полёта

$$P_a = \frac{1}{\eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 \eta_5} \sum_{i=1}^m \frac{P_i}{\eta_i} \left[ \frac{T}{\eta_4 \eta_5 \eta_6} - 1 \right] \quad (8)$$

Это уравнение можно представить в виде двух, одно из которых связано с потерями энергии в цепи источника питания, а второе с потерями в цепи подачи энергии к потреблению, объединив КПД  $\eta_n$  и  $\eta_{\text{упр.}}$ . Тогда

$$\sum P_a = \frac{1}{\eta_n} \sum_{i=1}^m \frac{P_i}{\eta_i} + \frac{1}{\eta_n \eta_{\text{упр.}}} \sum_{i=1}^m \frac{P_i \left( \frac{T}{t_{\text{ос}}} - 1 \right)}{\eta_i} \quad (9)$$

Мощность  $P_i$  можно представить как  $P_i = \Delta_i P_{\text{вых}}$ , где  $\Delta_i$  – процент суммарной выходной мощности, приходящийся на каждый элемент.

Тогда

$$\sum P_a = \frac{P_{\text{вых}}}{\eta_n} \left[ \sum_{i=1}^m \frac{\Delta_i}{\eta_i} + \frac{T}{\eta_{\text{упр.}}} - 1 \sum_{i=1}^m \frac{\Delta_i}{\eta_i} \right] \quad (10)$$

Суммарная эффективность энергосистемы  $\mathcal{E}$ , может быть выражена как

$$\mathcal{E} = \frac{P_{\text{вых}}}{\sum P_a} = \frac{\eta_n}{\sum_{i=1}^m \frac{\Delta_i}{\eta_i} + \left[ \frac{T}{\eta_{\text{упр.}}} - 1 \right] \sum_{i=1}^m \frac{\Delta_i}{\eta_i}} \quad (11)$$

Суммарная эффективность может быть максимизирована увеличением КПД оборудования, КПД устройств зарядки батареи, уменьшением разности  $T/t_{\text{ос}} - 1$ , увеличением  $\sum_{i=1}^m \frac{\Delta_i}{\eta_i}$ .

Полученный результат (11) определит самую эффективную конфигурацию системы.