

Список использованных источников:

1. Носов Ю.Р., Сидоров А.С. Оптроны и их применение. -М.: Радио и связь, 1981, 280с., ил.
2. Матюнин С.А. Принципы построения многокомпонентных оптронных систем спектрального взаимодействия. Сборник трудов научно-технической конференции "Датчик-2001" -Крым, Судак. 24-31 мая 2001 год.
3. Леонович, Г.И. Оптоэлектронные цифровые датчики перемещений для жестких условий эксплуатации.// Самара, СГАУ, 1998.-264с.
4. Матюнин С.А. Многокомпонентные оптронные структуры. –Самара. Самарский научный центр РАН. –2001. с.260.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КА

Маркина О.А., Зеленский А.В.

Системы электропитания космических аппаратов (КА) строятся на основе использования в качестве накопителя энергии аккумуляторных батарей (АБ). Это связано со сложными тактико-техническими задачами, решаемыми КА, и сроком нахождения КА в зоне солнечного освещения и временем заряда АБ. В связи с использованием на КА сложной фотографической, астрофизической и другой техники характер изменения потребляемой мощности таков, что практически за короткое время происходит полный разряд АБ.

Поэтому на КА остро стоит вопрос наращивания мощности системы энергопитания КА за счет увеличения количества аккумуляторных батарей. Так, например, при удельной энергии АБ, равной 13,2 Втч/кг может быть достигнуто использование 60% разряда.

Анализ графика потребления энергии на КА показывает, что имеются режимы как с минимальным потреблением энергии (дежурный), так и с максимальным потреблением (пиковая нагрузка). Очевидно, что уровень этих мощностей, высота и длительность полёта определяется тактическим назначением КА и, в свою очередь, определяют массоэнергетические показатели системы энергопитания.

Определим эффективность системы электропитания КА состоящей из солнечных и аккумуляторных батарей и нагрузки. Выходная мощность солнечных батарей определяется из уравнений:

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

где P_n -мощность внешних потребителей; $P_{сmp}$ - мощность системы терморегулирования; τ_T - продолжительность темного участка орбиты; τ_C - продолжительность светлого участка орбиты; $\eta_{АБ}$ -КПД аккумуляторной батареи.

Анализ работы системы электропитания 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 рез-

кому возрастанию запасов энергии. 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

$$(E_{AB})_{\min} = \frac{\tau_T}{\varphi_{AB}} (P_n + P_{сmp}) \quad (2)$$

где φ_{AB} - глубина разряда аккумулятора;

Для обеспечения нормальной работы источников энергии и потребителей, необходимо обеспечить работу первичного источника в согласованном режиме, а также обеспечить стабилизацию напряжения на нагрузке.

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

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

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

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

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

где P_i – максимальная мощность элемента питания; η_i – КПД элемента питания.

С учетом аппаратуры контроля

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

где η_i – КПД аппаратуры контроля.

С учетом освещенности космического аппарата

$$P_{\text{вх}} = \sum_{i=1}^m \frac{P_i}{\eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_i} + P_{\text{вх}} \text{ мезм.}, \quad (5)$$

где η_1, η_2, η_3 – КПД соответствующего оборудования.

Период затемнения

$$P_{\text{вх. макс.}} = \sum_{i=1}^m P_i \left(\frac{T}{t_{\text{oc}}} - 1 \right) \quad (6)$$

Период освещения

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

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

Суммарная максимально возможная мощность при оптимальных условиях полёта

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

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 η_n и $\eta_{\text{упр.}}$. Тогда

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

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

Тогда

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

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

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

Суммарная эффективность может быть максимизирована увеличением КПД оборудования и устройств зарядки АБ, уменьшением разности $T/t_{\text{ос}} - 1$, увеличением

$$\sum_{i=1}^m \frac{\Delta_i}{\eta_i}$$

Для получения эффективной системы энергопитания КА полученный результат по формуле 11, наиболее приближенный к 1, определит самую эффективную конфигурацию системы.

ПРИМЕНЕНИЕ МАХОВИЧНЫХ НАКОПИТЕЛЕЙ ЭНЕРГИИ

Смирнов Д.П., Зеленский А.В.

В настоящее время в зависимости от класса КА применяются или проектируются следующие виды бортовых энергетических установок: аккумуляторные батареи (АБ), топливные элементы, панели солнечных элементов с АБ, солнечные концентраторы, радиоизотопные генераторы и другие установки. Если программой полета предусматривается проведение нескольких разнесенных во времени и напряженных по ёмкости сеансов, то для этого может быть использована серебряно-цинковая АБ, обладающая большой удельной энергией. Наибольшие же по ёмкости, но частые сеансы могут обеспечиваться никель-кадмиевой АБ, основное преимущество которой – большое количество зарядно-разрядных циклов (до 2000).

Бортовая энергетическая установка включает в себя основной и вспомогательный источник энергии и преобразователи электрической энергии, зарядные и разрядные устройства для АБ, устройства защиты и коммутации.

Основной источник обеспечивает электропитание при средней мощности, а вспомогательный – при пиковых нагрузках. Для нормального функционирования источников энергии необходимо согласовать режим первичного источника, а также предусмотреть изменение напряжения на выходе АБ.

Масса АБ определяется расчетной энергоёмкостью, а их ресурс уменьшается с увеличением глубины разряда и скорости заряда-разряда. Для увеличения ресурса АБ уменьшают глубину разряда, что приводит к увеличению ее массы до 30..40% суммарной массы СЭП. Кроме того, для обеспечения стабильности характеристик АБ необходимо их термостатирование.

Идеальным накопителем можно считать устройство, позволяющее разделить во времени процессы выработки и потребления энергии, имеющие высокий КПД и вступающее в работу мгновенно.

Использование накопителя энергии позволит удовлетворить потребность КА в маневренной мощности для покрытия пиков нагрузки, компенсировать ее кратковременные изменения. Это первая часть задач, решаемых с помощью накопителя. Вторая важная часть – повышение стати-