

УДК 629.78

Д. Г. Белов

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Вероятностная оценка электроэнергетического обеспечения космического аппарата

Надійшла до редакції 25.07.01

Проаналізовані головні чинники, які впливають на електроенергетичне забезпечення КА. Показано, що вони складають сукупність випадкових величин, область визначення яких обмежена. Сформована математична модель більш адекватної ймовірнісної оцінки електроенергетичного забезпечення КА, і розроблені алгоритми її застосування при створенні КА.

Критерием электроэнергетического обеспечения космического аппарата (КА) на временном интервале полета $t_1 \leq t < t_1 + \Delta T$ является [9] выполнение совокупности неравенств

$$\begin{aligned} x_{1i} &= E_s(t) - E_n(t) \geq 0, \\ x_{2i} &= Q_s(t) - Q_n(t) \geq 0, \\ x_{3i} &= N_s(t) - N_n(t) \geq 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где $E_s(t)$, $N_s(t)$, $Q_s(t)$ — энергия, мощность и запас энергии, потенциально обеспечиваемые системой электроснабжения (СЭС) КА на интервале $t_1 \leq t < t_1 + \Delta T$; $E_n(t)$, $N_n(t)$, $Q_n(t)$ — значения энергии, мощности и энергозапаса, требуемые для работы бортового оборудования КА (электрической нагрузки СЭС).

На стадии проектирования КА электроэнергетические соотношения используются для определения ключевых проектных параметров СЭС — мощности солнечной батареи $N_{СП}$ и емкости аккумуляторной батареи $Q_{АП}$, производными от которых являются массогабаритные и стоимостные показатели СЭС. Традиционно совокупность неравенств (1) преобразуется в систему уравнений $x_{qp} = 0$ ($q = 1, 2, 3$) для расчетного случая $i = p$. В качестве расчетного случая принимается ситуация, предполагающая, что на p -м интервале реализуется сочетание минимальных энерговозможностей СЭС и максимальных энергопотребностей нагрузки [6]. Как правило, такой ситуации соответствует совмещение уча-

стка полета КА с наименьшей энергопроизводительностью СЭС и энергетически наиболее насыщенного режима работы КА (нормативная циклограмма энергопотребления $N_{нн}(t)$), отнесенное на конец активного существования КА ($t = T_A$). Определенные таким образом параметры СЭС ($N_{СП} = N_{СТ}$, $Q_{АП} = Q_{АГ}$) гарантированно обеспечивают выполнение всех штатных программ работы КА на любом участке полета. Подобным же образом оцениваются параметры СЭС и базовых многоцелевых космических платформ с заменой нормативной циклограммы энергопотребления конкретного КА на некоторую гипотетическую циклограмму, обобщающую множество предполагаемых комплектаций платформы аппаратурой целевого назначения.

На последующих стадиях разработки состав и программа включения бортового оборудования КА нередко корректируются, вызывая изменения циклограммы энергопотребления в сторону увеличения. Причиной этому в случае специализированного КА может быть необходимость расширения первоначальной программы исследований за счет интенсификации работы аппаратуры целевого назначения либо дополнения аппаратуры новыми приборами. Для многоцелевой платформы таким случаем может быть необходимость решения новой целевой задачи, не предполагавшейся ранее. Также возникают задачи оценки возможности продления срока летной эксплуатации КА в штатных режимах сверх проектного срока. Во всех такого рода случаях оценка электроэнергетического обеспечения КА,

параметры СЭС которого N_{CT} и Q_{AG} , дает отрицательный результат при $i = p$, и неравенства (1) будут выполняться лишь на некоторых интервалах полета КА.

Для позитивного решения указанных задач необходимо расширение методической базы оценок электроэнергетического обеспечения, поскольку гарантированная точечная оценка ограничивается лишь предельным частным случаем сочетаний факторов. Иными словами, необходим переход от стационарного к вариационному сценарию оценивания. В итоге должна быть найдена количественная мера степени электроэнергетического обеспечения КА при изменении энергетических параметров СЭС или/и нагрузки, учитывающая весь спектр значений факторов. Такая мера, ориентированная на вариационный сценарий задачи, может быть предложена на основе анализа статистических свойств факторов.

Разработка соответствующей методики охватывает следующие стадии, представленные ниже:

- анализ факторов, влияющих на результат электроэнергетического обеспечения;
- формулировка задачи вероятностной оценки электроэнергетического обеспечения;
- выбор метода решения задачи;
- синтез алгоритмов.

Анализ развитых математических моделей, описывающих процессы генерирования, накопления и расходования электроэнергии на борту КА [9], показывает, что к числу основных факторов, влияющих на результат оценки электроэнергетического обеспечения, относятся:

- со стороны СЭС — мощность N_C , деградационная характеристика $\omega(t)$ и коэффициент освещенности $K_C(t)$ солнечной батареи, емкость Q_A и деградационная характеристика $\varepsilon(t)$ аккумуляторной батареи;
- со стороны нагрузки — амплитуда и длительность режимов потребления мощности, составляющих циклограмму энергопотребления $N_H(t)$.

Мощность солнечной батареи является функцией КПД отдельных фотопреобразователей, которыми она укомплектована. Значения КПД фотопреобразователей в партии, предназначенной для комплектования солнечной батареи, представляют собой ограниченную выборку случайных чисел с определенным рассеянием относительно некоторого номинала [13].

Этим обусловлен случайный характер значений мощности солнечных батарей [11] в диапазоне от N_{Cmin} до N_{Cmax} , где N_{Cmin} устанавливается нормативной документацией на уровне N_{CT} , вследствие чего

конкретные образцы солнечной батареи для однотипных КА селективируются по признаку $N_C \geq N_{Cmin} \geq N_{CT}$.

Деградационная характеристика солнечной батареи показывает степень снижения ее энергоотдачи под комплексным воздействием космической среды. Математические описания этих сложных процессов несовершенны, что приводит к весьма существенным расхождениям между расчетными и фактическими данными по деградации мощности солнечной батареи в космосе [14]. В инженерной практике проектирования СЭС в качестве деградационных моделирующих зависимостей для солнечной батареи используют линейные или линейно-экспоненциальные функции времени с эмпирическими коэффициентами, определяемыми по данным летной эксплуатации конструктивно подобных солнечных батарей на близких траекториях. Коэффициенты характеризуются значительной неопределенностью как из-за спорадической изменчивости воздействий космического пространства, так и разброса конструктивно-технологических параметров солнечных батарей [7]. Поэтому можно полагать, что прогнозируемое для любого момента времени полета КА значение деградационной характеристики солнечной батареи заключено случайным образом между соответствующими этому времени «оптимистичной» и «пессимистичной» границами ($\omega_{min}(t_i) \leq \omega(t_i) \leq \omega_{max}(t_i)$), причем для конкретного образца солнечной батареи по определению $\omega(t_{i+1}) > \omega(t_i)$. Нормативной документацией на солнечные батареи оговаривается предел $\omega_{max}(T_A)$.

Коэффициент освещенности солнечной батареи на временном интервале $[t_i, t_i + \Delta T]$ — среднее интегральное отношение площади проекции солнечной батареи на плоскость, перпендикулярную к вектору солнечного потока, к полной площади рабочей поверхности F :

$$K_C(t_i, t_i + \Delta T) = \frac{1}{\Delta T F} \int_{t_i}^{t_i + \Delta T} \int_F \sigma(t) \psi(t) dt dF, \quad (2)$$

где $\sigma(t) = 1$ при нахождении КА на освещенных участках траектории и $\sigma(t) = 0$ при нахождении КА на затененных от Солнца участках траектории;

$$\psi(t) = \begin{cases} \cos \gamma(t) & \text{при } \frac{\pi}{2} \geq \gamma \geq 0, \\ 0 & \text{при } \pi > \gamma > \frac{\pi}{2}; \end{cases}$$

$\gamma(t)$ — угол между вектором солнечного потока и нормалью к элементу dF рабочей поверхности солнечной батареи.

Таблица 1. Значения $p(K_C \leq K_C^*)$ при различных законах ориентации солнечной батареи

| $p(K_C \leq K_C^*)$ | K_C^* | | |
|---------------------|---------|-------|-------|
| | А | Б | В |
| 0 | 0.105 | 0.520 | 0.650 |
| 0.1 | 0.337 | 0.528 | 0.665 |
| 0.2 | 0.410 | 0.532 | 0.675 |
| 0.3 | 0.456 | 0.545 | 0.682 |
| 0.4 | 0.502 | 0.566 | 0.711 |
| 0.5 | 0.538 | 0.574 | 0.728 |
| 0.6 | 0.576 | 0.633 | 0.752 |
| 0.7 | 0.604 | 0.681 | 0.790 |
| 0.8 | 0.628 | 0.750 | 0.833 |
| 0.9 | 0.643 | 0.825 | 0.896 |
| 1.0 | 0.650 | 0.866 | 1.0 |

Величина K_C зависит от конфигурации солнечной батареи, ориентации ее на Солнце и положения плоскости траектории КА относительно солнечного потока. Пространственная ориентация и конфигурация солнечной батареи детерминированы, а положение плоскости траектории по отношению к солнечному потоку в какой-либо момент полета зависит от параметров траектории и даты запуска КА. Вследствие этого при произвольной дате запуска $K_C [t_i, t_i + \Delta T]$ является случайной величиной, значения которой находятся в пределах $0 \leq K_{Cmin} \leq K_C(\cdot) \leq K_{Cmax} \leq 1$.

В табл. 1 приведены оценки функции распределения $p(K_C \leq K_C^*)$ для нескольких вариантов КА с плоской солнечной батареей и различными законами ее ориентации на круговой орбите спутника Земли. Вариант А соответствует вращению солнечной батареи вокруг оси КА, параллельной нормали к плоскости орбиты, вариант Б — вокруг оси КА, направленной по радиусу-вектору КА, вариант В — двухосная ориентация солнечной батареи. Параметры начальной орбиты: высота 500 км, наклонение 82° . Численные значения получены путем обработки результатов вычисления (2) при вариации даты запуска спутника в течение года:

$$p(K_C \leq K_C^*) \approx \frac{n}{n_s},$$

где n — количество вычислений, в которых $K_C \leq K_C^*$; n_s — общее количество вычислений.

Начальная емкость применяемых в космической технике аккумуляторных батарей даже одного типоразмера подвержена заметным колебаниям от образца к образцу из-за остаточной (после отбора для комплектации аккумуляторной батареи) неидентичности характеристик отдельных аккумулято-

ров, соединенных в последовательную цепь [10]. В ходе эксплуатации аккумуляторной батареи емкость уменьшается, однако этот процесс разный для разных аккумуляторов [4]. Поэтому значения Q_A и $\varepsilon(t_i)$ представляются случайными числами, заключенными между Q_{Amin} , Q_{Amax} и $\varepsilon_{min}(t_i)$, $\varepsilon_{max}(t_i)$. Как и для $\omega(t)$, для конкретного образца аккумуляторной батареи $\varepsilon(t_{i+1}) > \varepsilon(t_i)$. Нормативной документацией на аккумуляторные батареи оговариваются пределы $Q_{Amin} \geq Q_{Ag}$ и $\varepsilon_{max}(T_A)$.

Циклограмма энергопотребления КА складывается из графиков энергопотребления отдельных видов бортового оборудования и аппаратуры, скоординированных общей программой работы КА. Для оценок электроэнергетического обеспечения она аппроксимируется ступенчатой функцией, ордината которой равна сумме электрических мощностей включенных в данный момент потребителей электроэнергии, а моменты изменения ординаты совпадают с моментами включения/отключения потребителей. Известно [5], что при $t = t_i$ ордината циклограммы энергопотребления сложного комплекса потребителей, к которым относится и КА, является случайной величиной, значение которой лежит в пределах $N_{nmin}(t_i) \leq N_n(t_i) \leq N_{nmax}(t_i) = N_{nn}(t_i)$. Ее закон распределения может быть подобран с возможно близким подобием из числа канонических по коэффициентам энергетической насыщенности циклограммы [3], которые определяются для циклограммы энергопотребления любой формы [12]. Временная составляющая циклограммы (моменты изменения ординаты), сформированной для определения проектных параметров СЭС, может приниматься как опорная, а вносимые в нее коррективы рассматриваться как отклонения от опорной. Синтезированная таким образом циклограмма

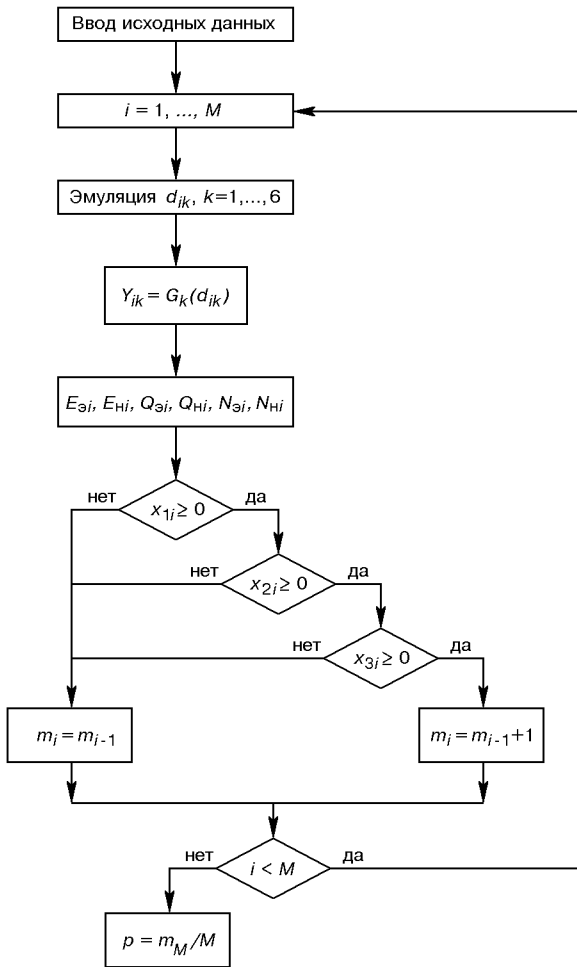


Рис. 1. Алгоритм вероятностной оценки электроэнергетического обеспечения

энергопотребления КА представляется в виде последовательности прямоугольных импульсов, длительность которых равна вероятному времени включенного состояния данного состава потребителей, а амплитуда — вероятному значению суммы их мощностей [1].

В результате проведенного анализа можно констатировать, что совокупность основных факторов, определяющих результат электроэнергетического обеспечения, представляет собой набор случайных независимых величин. Следовательно, задачу электроэнергетического обеспечения можно сформулировать как задачу оценки вероятности электроэнергетического обеспечения $p(x_q \geq 0)$ для КА с параметрами СЭС $N_{СГ}, Q_{АГ}$ при изменении циклограммы энергопотребления с нормативной $N_{нн}(t)$ на

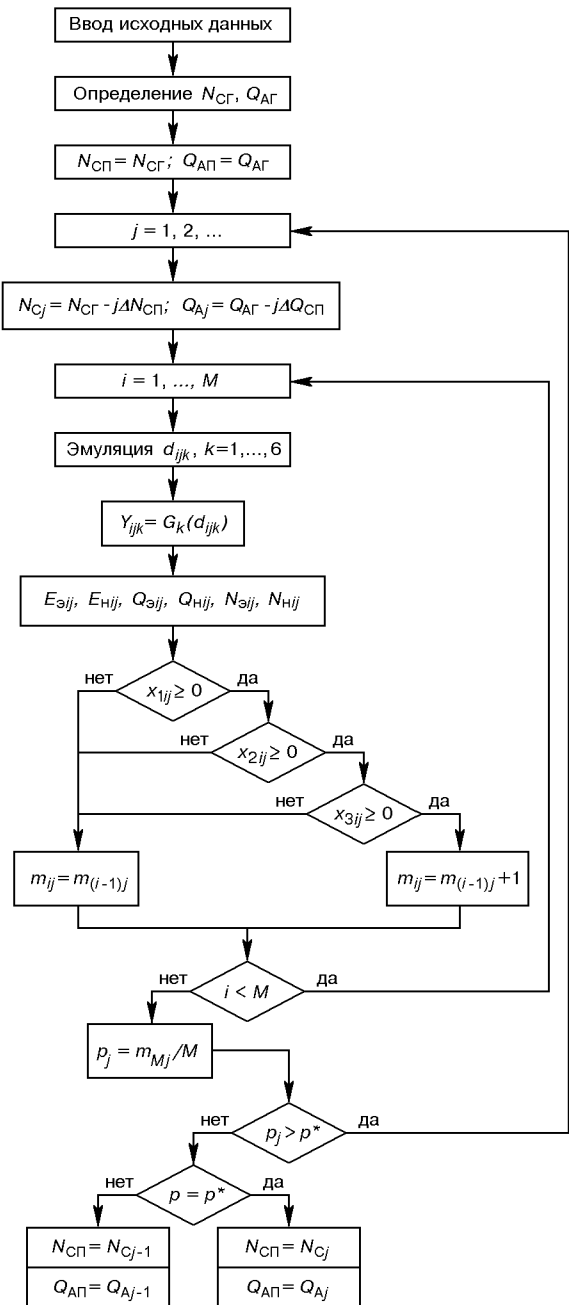


Рис. 2. Алгоритм расчета $N_{СП}, Q_{АП}$ при заданной вероятности электроэнергетического обеспечения

энергетически более насыщенную $\tilde{N}_{нн}(t)$.

Будем полагать, что циклограмма $N_{нн}(t)$ энергетически более насыщена на интервале $[t_i, t_i + \Delta T]$, чем циклограмма $N_{нн}(t)$, если

$$\int_{t_i}^{t_i+\Delta T} \tilde{N}_n(t) dt > \int_{t_i}^{t_i+\Delta T} N_{нн}(t) dt,$$

или если внутри интервала есть хотя бы одна точка t_{is} , в которой $N_n(t_{is}) > N_{нн}(t_{is})$.

Поскольку законы распределения ряда случайных величин, участвующих в оценке, аналитически не описаны, для решения задачи избран метод статистических испытаний соотношений (1) с эммуляцией случайной величины $d = d_1, \dots, d_i, \dots, d_M$ с постоянной плотностью распределения [8]. Для k -го фактора значению d_{ik} приравнивается значение функции распределения $p_k (Y_k \leq Y_{ik}^*)$, аргумент которой Y_{ik}^* принимается в качестве точечного значения фактора Y_k в i -м испытании.

$$Y_{ik} = G_k(d_{ik}),$$

$$k = 1, \dots, 6.$$

Здесь $G_k(d)$ — функция, обратная функции $p_k(Y)$; $Y_{i1} = N_{сг}$, $Y_{i2} = \omega_i$, $Y_{i3} = K_{сг}$, $Y_{i4} = Q_{ап}$, $Y_{i5} = \varepsilon_i$, $Y_{i6} = \tilde{N}_{нн}$.

$$p(x_q \geq 0) \approx \frac{m}{M},$$

$$i = 1, \dots, M,$$

где m — количество испытаний, в которых все неравенства (1) выполняются; M — общее количество испытаний.

Соответствующий алгоритм показан на рис. 1.

Предложенная методика применима и для определения проектных параметров СЭС $N_{сг}$ и $Q_{ап}$, если задано граничное значение вероятности электроэнергетического обеспечения $p^* (x_q \geq 0)$. В этом случае после определения $N_{сг}$ и $Q_{ап}$ производится пошаговое уменьшение значений $N_{сг} = N_{сг}$ и $Q_{ап} = Q_{ап}$ на $\Delta N_{сг}$ и $\Delta Q_{ап}$ до тех пор, пока не будет достигнут уровень p^* . Алгоритм решения этой задачи показан на рис. 2. Его применение иллюстрируется следующим примером расчета. Проектируется СЭС КА с энергопотреблением, нормативное значение которого не превосходит 800 Вт. Солнечная батарея КА ориентируется по варианту Б ($K_{сг} = 0.52$), чему соответствует $N_{сг} = 1540$ Вт. Пусть вероятность электроэнергетического обеспечения $p^* = 0.98$, а значения функций распределения мощностей солнечной батареи и нагрузки таковы, как показано в табл. 2 (близко к нормальному закону). Для этих условий по алгоритму рис. 2 находится $N_{сг} = 1290$ Вт при $\Delta N_{сг} = 12.5$ Вт, $\omega = \varepsilon = 1$, $Q_{ап} = Q_{ап}$. Количество итераций по j равно 20, на каждой итерации $M > 80$. Таким

Таблица 2. Функции распределения значений N_c и N_n

| $p(N_c \leq N_c^*),$ $p(N_n \leq N_n^*)$ | $N_c^*/N_{c \max}$ | $N_n^*/N_{n \max}$ |
|---|--------------------|--------------------|
| 0 | 0.870 | 0.700 |
| 0.1 | 0.891 | 0.775 |
| 0.2 | 0.913 | 0.796 |
| 0.3 | 0.922 | 0.818 |
| 0.4 | 0.929 | 0.835 |
| 0.5 | 0.935 | 0.850 |
| 0.6 | 0.942 | 0.869 |
| 0.7 | 0.948 | 0.890 |
| 0.8 | 0.957 | 0.906 |
| 0.9 | 0.974 | 0.932 |
| 1.0 | 1.0 | 1.0 |

образом, в данном случае снижение требуемой нормативной мощности (и стоимости) солнечной батареи составит около 16 % (1290 Вт вместо 1540 Вт).

По алгоритмам, приведенным на рис. 1 и 2, вероятность электроэнергетического обеспечения оценивается на стадии проектирования КА. На стадии изготовления, когда КА уже укомплектован СЭС с конкретными параметрами $N_c = N_{сг}$, $Q_A = Q_{ап}$ и аппаратурой с известной циклограммой энергопотребления $N_{нн}(t)$, вероятность электроэнергетического обеспечения оценивается уточненно по алгоритму на рис. 1, в котором значения N_c , Q_A , N_n соответственно фиксируются $N_c = N_{сг}$, $Q_A = Q_{ап}$, $N_n = N_{нн}$. Наконец, в процессе полета КА оцениваются реальные показатели электроэнергетического обеспечения КА, причем на тех интервалах полета КА, где прогнозируются электроэнергетические ограничения, программа работы КА должна предусматривать максимально эффективное использование энерговозможностей СЭС [2].

На основании полученных результатов можно сделать следующие выводы:

1. Совокупность основных факторов, влияющих на электроэнергетическое обеспечение КА, представляет собой набор случайных величин, что позволяет сформулировать задачу оценки электроэнергетического обеспечения как вероятностную и применить для ее решения метод статистических испытаний.

2. Вероятностная оценка электроэнергетического обеспечения дает возможность рационализировать выбор проектных параметров СЭС и вариантов циклограмм энергопотребления комплекса бортового оборудования КА.

1. Балужин В. М., Дулов В. И. Расчет энергопотребления при проектировании автономной системы электроснабжения // Электрооборудование автономных объектов: Сб. науч. тр. — М.: Моск. энерг. ин-т, 1987.—№ 143.—С. 19—23.
2. Белов Д. Г. Формирование полетной программы работы космического аппарата при наличии электроэнергетических ограничений // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 5/6.—С. 120—126.
3. Егоров А. В., Ершов С. М. Восстановление закона распределения вероятностей электрических нагрузок по расчетным коэффициентам // Изв. высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. Энергетика.—1993.—№ 1-2.—С. 50—52.
4. Жирнова Н. Б., Леонова М. В., Золотов А. И. Анализ разбега емкостных характеристик последовательно соединенных в батарею аккумуляторов на автономных объектах // Электрооборудование автономных объектов: Сб. науч. тр. — М.: Моск. энерг. ин-т, 1987.—№ 143.—С. 41—45.
5. Лазарев И. А. Синтез структуры систем электроснабжения летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976.—256 с.
6. Максимов Г. Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. — М.: Наука, 1980.—320 с.
7. Присняков В. Ф. К вопросу о деградации солнечных батарей на космических аппаратах // Космічна наука і технологія.—1996.—2, № 1-2.—С. 73—81.
8. Соболев И. М. Численные методы Монте-Карло. — М.: Наука, 1973.—311 с.
9. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование / Безручко К. В., Белан Н. В., Белов Д. Г. и др. / Под ред. С. Н. Конюхова. — Харьков: Гос. аэрокосмич. ун-т «Харьковский авиационный ин-т», 2000.—515 с.
10. Теньковцев В. В., Центер Б. И. Основы теории и эксплуатации герметичных никель-кадмиевых аккумуляторов. — Л.: Энергоатомиздат, 1985.—96 с.
11. Теоретико-вероятностные характеристики солнечных батарей / Лидоренко Н. С., Ашарин Л. Н., Борисова Н. А. и др. // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт.—1980.—№ 6.—С. 26—29.
12. Тимашев С. В., Кузьмин М. А., Чилин Ю. Н. Оптимизация энергетических систем орбитальных пилотируемых станций. — М.: Машиностроение, 1986.—232 с.
13. Hardingham C., Bogus K., Detlaff K. GaAs/Ge large area industrial solar cells-qualification // Proc. of the 5th European Space Power Conf. 21—25 September 1998. — Tarragona, Spain, 1998.—Vol. 2.—P. 639—642.
14. Jalinat A., Picart G., Rapp E., Samson Ph. In-orbit behaviour of SPOT 1, 2 and 3 solar arrays // Proc. of the 5th European Space Power Conf. 21—25 September 1998. — Tarragona, Spain, 1998.—Vol. 2.—P. 627—631.

PROBABILISTIC ESTIMATION OF ELECTRIC ENERGY SUPPLY FOR SPACECRAFT

D. G. Belov

We analyze the principal factors which affect the electric energy supply of the spacecraft. These factors are shown to form a set of random quantities with limited domain. We built a mathematical model of more adequate probabilistic estimation of electric energy supply for spacecraft and developed some algorithms for the application of this model in the construction of spacecraft.