

УДК 629.78

Д. Г. Белов

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

Электроэнергетическое обеспечение живучести космического аппарата при нарушении ориентации солнечной батареи

Надійшла до редакції 09.12.05

Сформульовано задачу електроенергетичного забезпечення живучості космічного апарата (КА). Розроблено методику оцінки ступеня ризику незабезпечення необхідного рівня потужності на борту КА при виникненні позаштатних ситуацій та показано її застосування для випадку порушення орієнтації сонячної батареї. Кількісно підтверджено ефективність введення зовнішнього управління положенням батареї для підвищення живучості КА.

Под живучестью современного космического аппарата (КА) понимается его способность сохранять и восстанавливать полностью или частично свои качества при повреждениях, отказах и других нарушениях режимов работы [5]. Нарушения режимов работы КА, вызванные совокупностью обстоятельств, обусловленных действием возмущающих факторов и приводящих к снижению эффективности выполнения целевой программы КА, принято называть нештатными ситуациями [7]. Причины нештатных ситуаций могут быть как внутренними (отказы систем и элементов КА), так и внешними (например, выведение на нерасчетную орбиту). При этом внешние возмущения в различной степени воздействуют на системы КА, а отказы в отдельных системах нарушают функционирование не только этой системы, но и оказывают влияние на функционирование сопряженных систем.

Важнейшим свойством КА, позволяющим реализовать его живучесть в нештатных ситуациях, является восстанавливаемость в оперативной обстановке [4], характеризующаяся интервалом времени, необходимым для диагностирования нештатной ситуации, принятия решения по ее парированию и осуществления принятого реше-

ния. Нештатная ситуация может быть устранена полностью или частично. В первом случае КА возвращается к штатному функционированию, во втором эксплуатируется с ограничениями вплоть до планового или досрочного прекращения активного существования. Для обеспечения продолжительности активного существования КА в нештатной ситуации не менее чем интервал восстановления КА должен обладать определенным запасом ресурсов, среди которых одним из важнейших является электроэнергетический, производимый системой электроснабжения (СЭС). Отсюда следует, что задача СЭС в обеспечении живучести КА состоит в генерировании и поддержании на борту КА некоторого уровня мощности N^* на интервале восстановления. Если возникшая нештатная ситуация не затрагивает СЭС, то уровень энергообеспечения КА соответствует нормативному. Однако, как показывает практика орбитальной эксплуатации КА, подавляющее большинство возникающих на КА нештатных ситуаций отражается на функционировании СЭС, переводя ее в условия нештатного режима работы с уровнем мощности $N_{ншт}$.

При анализе электроэнергетического обеспечения живучести КА будем использовать поня-

тие риска потери электроснабжения ответственных потребителей энергии [3]. Применительно к КА риск заключается в том, что в нештатной ситуации СЭС может не обеспечить уровень мощности N^* . Степень риска R будем оценивать вероятностью выполнения неравенства $N_{\text{нш}} < N^*$, т. е. $R = P(N_{\text{нш}} < N^*)$.

Средняя мощность, вырабатываемая СЭС на интервале времени ΔT , пропорциональна интегральному коэффициенту K_c освещенности первичного генератора электроэнергии — солнечной батареи (СБ). Для плоской СБ [12]

$$K_c = \frac{1}{\Delta T} \int_{\Delta T} f(\nu(t), \varphi(t), \theta(t)) dt,$$

где $\nu(t)$ — угол между нормалью к плоскости орбиты КА и вектором солнечного потока, $\varphi(t)$, $\theta(t)$ — углы, определяющие положение СБ в орбитальной системе координат.

Нарушение условий освещенности СБ в нештатной ситуации КА вызывает изменение K_c . Так как $N_{\text{нш}}/N^* = K_{\text{снш}}/K_c^*$, где $K_{\text{снш}}$ — значение K_c в нештатной ситуации, то выражение для оценки степени риска дефицита электроэнергии на борту КА примет вид $R = P(K_{\text{снш}} < K_c^*)$. Методика оценки R базируется на подходах [2].

В общем случае околоземных орбит (произвольное время запуска КА, высота и наклонение орбиты не коррелируют) угол ν изменяется от 0 до 180°. Для солнечно-синхронных орбит высотой 600—700 км диапазон ν не превосходит $\pm 15^\circ$ относительно среднего значения [10]. Вероятность того, что в период нештатного функционирования КА будет находиться на j -м участке полета, где значение ν изменяется от ν_{j-1} до ν_j , равна

$$P(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j) = \frac{\Delta T_{\Sigma}(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j)}{T_A},$$

где $\Delta T_{\Sigma}(\cdot)$ — суммарная за проектное время T_A активного существования КА продолжительность полета КА в диапазоне углов от ν_{j-1} до ν_j , определяемая по результатам баллистического моделирования полета.

Характер функций $\theta(t)$ и $\varphi(t)$ в нештатной ситуации КА может быть детерминированным или случайным, но в обоих случаях значения углов θ , φ в произвольный момент времени

могут быть случайными величинами, и для вычисления $K_{\text{снш}}$ на j -м участке полета применима математическая процедура статистических испытаний, по результатам которых находится $P(K_{\text{снш}}(\bar{\nu}_j) < K_c^*) \approx m/M$, где m — количество результатов, в которых неравенство выполняется, M — общее количество результатов, $\bar{\nu}_j = (\nu_{j-1} + \nu_j)/2$.

Для всего диапазона углов ν , содержащего n участков, находим

$$P(K_{\text{снш}} < K_c^*) = \sum_{j=1}^n P(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j) P(K_{\text{снш}}(\bar{\nu}_j) < K_c^*). \quad (1)$$

Применение разработанной методики покажем на примере КА, на котором СБ зафиксирована относительно оси КА, направленной по радиусу-вектору ($\theta = \text{const}$), а ее ориентация на Солнце осуществляется следящей системой путем поворота вокруг этой оси ($\varphi = \text{var}$) [8]. Данная схема ориентации СБ широко применяется на КА метеорологического и природоресурсного направления [1, 6].

Положим, что нештатная ситуация вызвана отказом системы ориентации, и СБ может равновероятно остановиться при любом угле поворота $\varphi = \varphi^*$ ($0^\circ \leq \varphi^* \leq 360^\circ$). В таблице приведены результаты расчета вероятности $P(K_{\text{снш}} < K_c^*)$ для КА «Січ-1». Параметры орбиты: высота 650 км, наклонение 82.5°. Координаты СБ: $\theta = 60^\circ$, $\varphi^* = 5^\circ \cdot a$, где $a = 0, 1, \dots, 72$. Шаг расчета по ν равен 5° . (Расчеты зависимостей $\nu(t)$ и $K_c(\nu, \varphi)$, необходимые для вычисления данных таблицы, выполнены И. Т. Перекопским).

Расчетные значения вероятностей P и P_y

K_c^*	$P(K_{\text{снш}} < K_c^*)$	$P_y(K_{\text{снш}} < K_c^*)$
0.1	0.331	0
0.2	0.483	0
0.3	0.698	0.128
0.4	0.813	0.384
0.5	0.882	0.512
0.6	0.924	0.640
0.7	0.963	0.768
0.8	0.983	0.910
0.9	1.0	1.0

Примем $N^*/N_{шт} = K_c^*/K_{сшт} = 0.43$ при $K_{сшт} = 0.52$, где $N_{шт}$ и $K_{сшт}$ — средняя на интервале ΔT мощность СЭС и коэффициент освещенности СБ в штатном режиме соответственно. Тогда $K_c^* = 0.224$. Из расчета следует, что риск необеспечения этой величины K_c^* по данному виду нештатной ситуации составляет 0.49.

Если предельная степень риска $R = R^*$ задана, то оценка ее удовлетворения производится в следующем порядке. Из условия $P(K_{сшт} < K_c^*) = R^*$ находится значение $K_{сшт}$, затем вычисляется $N_{шт} = (N_{шт}/K_{сшт})K_{сшт}$. Если $N_{шт} \geq N^*$, то степень риска не превосходит требуемую, и энергоснабжение КА в нештатной ситуации будет обеспечено с вероятностью не ниже $1 - R^*$. В противном случае ($N_{шт} < N^*$) для снижения степени риска до заданного уровня необходимо увеличивать $N_{шт}$. Однако это связано с дополнительными затратами материальных ресурсов и приводит к неустойчивому избытку энергии в штатном режиме работы КА, что создает повышенную нагрузку как на СЭС, так и на систему тепловода. Более рациональным для снижения степени риска является введение функциональной избыточности за счет дополнения автоматической системы ориентации СБ контуром управления положением СБ по внешним командам. Благодаря этому появляется возможность при отказе любых элементов автономного управления (кроме приводов) поворачивать СБ на углы φ_{0j} и θ_{0j} , оптимальные по энергоотдаче СБ на j -м участке полета КА. Значения φ_{0j} и θ_{0j} находятся из уравнения

$$\frac{\partial^2 K_c(\nu_j, \varphi, \theta)}{\partial \varphi \partial \theta} = 0.$$

В этом случае выражение (1) принимает вид

$$P_y(K_{сшт} < K_c^*) = \sum_{j=1}^n P(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j) P_y(K_c(\bar{\nu}_j) < K_c^*), \quad (2)$$

где

$$P_y(K_c(\bar{\nu}_j) < K_c^*) = \begin{cases} 1, & \text{если } K_{сшт}(\bar{\nu}_j) < K_c^*, \\ 0, & \text{если } K_{сшт}(\bar{\nu}_j) \geq K_c^*, \end{cases}$$

$$K_{сшт}(\bar{\nu}_j) = K_c(\bar{\nu}_j, \varphi_{0j}, \theta_{0j}) = \max_{\varphi, \theta} (K_c(\nu_j, \varphi_j, \theta_j)).$$

Выражение (2) определяет нижнюю границу

степени риска, поскольку предполагается, что на момент наступления нештатной ситуации СЭС располагает оперативным запасом энергии, достаточным для начальных операций по внешнему управлению положением СБ. Верхняя граница степени риска определяется по (1).

В таблице представлены результаты расчета $P_y(K_{сшт} < K_c^*)$ для случая введения внешних команд управления положением СБ, ориентуемой аналогично СБ КА «Січ-1». Из сопоставления значений P и P_y следует, что путем использования внешних команд для управления положением СБ по углу φ можно обеспечить значение $K_{сшт}$ не ниже 0.2, а риск получения, например, $K_{сшт} < 0.4$ снижается более чем в два раза. Результаты расчета подтверждают также, что для КА «Січ-1М», на котором СЭС унифицирована с КА «Січ-1», и сохранены та же схема автоматической ориентации СБ и тот же необходимый на интервале восстановления уровень мощности N^* , за счет введения внешних команд минимальная степень риска его необеспечения по анализируемому виду нештатной ситуации ($P_y(K_c^* < 0.224)$) сведена практически к нулю.

Возможность управления положением СБ по внешним командам оказывается полезной и при некоторых других ситуациях на борту КА. В частности, в ходе полета КА «Океан-О» возникла необходимость в создании определенного сочетания аэродинамического и гравитационного моментов путем периодических коррекций положения СБ [9]. Поскольку схема ориентации СБ КА «Океан-О» аналогична описанной выше [11], то эта задача решалась поворотами СБ по углу φ . Значения угла определялись на каждый период оперативного планирования полета из условия получения необходимого восстанавливающего момента при обеспечении мощности СЭС, достаточной для выполнения энергетически сбалансированной программы полета КА, что позволило эксплуатировать КА по целевому назначению в течение всего активного существования.

1. Адасько В. И., Иосифьян А. Г., Трифонов Ю. В., Шереметьевский Н. Н. Космические аппараты оперативного метеорологического и природно-ресурсного назначения // Электротехника.—1991.—9.—С. 32—38.
2. Белов Д. Г. Вероятностная оценка электроэнергетического обеспечения космического аппарата // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 4.—С. 37—42.

3. Воропай Н. И. Живучесть электроэнергетических систем: методические основы и методы исследования // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт.—1991.—6.—С. 52—59.
4. Дедков В. К., Куянджич С. М., Северцев Н. А. Обеспечение живучести сложных технических систем // Космонавтика и ракетостроение.—2001.—24.—С. 118—128.
5. Дедков В. К., Северцев Н. А., Куянджич С. М. Обеспечение живучести сложных технических систем космических средств // 3-я Междунар. научно-тех. конф. «Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика»: Тез. докл. — Рязань, 2000.—С. 68—70.
6. Конохов С. Н. Научно-технические направления разработок космических аппаратов КБ «Южное» им. М. К. Янгеля // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 12—34.
7. Кравец В. Г., Любинский В. Е. Основы управления космическими полетами. — М.: Машиностроение, 1983.—224 с.
8. Стома С. А., Авербух В. Я., Куриловых В. П., Мирощник О. М. Автономные электромеханические системы ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли // Электротехника.—1991.—9.—С. 41—46.
9. Удалой В. А., Иванов Н. М., Соколов Н. Л., Паздников В. Ю. Особенности оперативного управления КА «Океан-О» // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники: новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке». — Королев, 2002.—Кн. II.—С. 645—652.
10. Belov D. G., Dranovsky V. J., Perekopsky I. T. Electric power supply system of sun-synchronous satellite // Proc. of the 5th European Space Power Conference. — Taragona, Spain. 1998.—Vol. 1.—P. 191—194.
11. Belov D. G., Dranovsky V. J., Perekopsky I. T. Electric power supply system for OCEAN satellite // Proc. of the 6th European Space Power Conference. — Porto, Portugal. 2002.—P. 359—362.
12. Hough W. W., Elrod B. D. Solar array performance as a function of orbital parameters and spacecraft attitude // J. Eng. Industry.—1969.—91.—P. 11—20.

**ELECTRIC POWER SUPPLY OF SPACECRAFT
FAIL-SAFETY UNDER SOLAR ARRAY POINTING
FAILURE**

D. G. Belov

The problem of electric power supply of spacecraft fail-safety is formulated. A method for estimation of risky degree of non-supply by necessary power level is developed. The application of this method to the case of solar array pointing failure is shown. The efficiency of additional putting into operation of outward control commands for solar array pointing is numerally confirmed.