

УДК 629.78

Д. Г. Белов

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

Влияние электроэнергетических дисбалансов на работоспособность космического аппарата в нештатных режимах

Надійшла до редакції 18.09.07

Проаналізовано проблему енергетичних дисбалансів, що виникають внаслідок позаштатних ситуацій на борту космічних апаратів. Визначено показники кількісної оцінки електроенергетичного забезпечення КА у таких ситуаціях і розроблено методика та алгоритми для їхнього розрахунку. На прикладі КА АУОС-СМ показано практичне застосування розробленої методики для дослідження впливу енергодефіциту на працездатність КА у позаштатних режимах.

Свойство технического объекта сохранять работоспособность при воздействиях, не предусмотренных условиями эксплуатации, или при наличии дефектов и повреждений определенного вида, или отказа некоторых комплектующих характеризует его живучесть [6].

Применительно к космическому аппарату (КА) одним из важнейших факторов, необходимых для сохранения работоспособности, является энергообеспеченность бортовой аппаратуры, ибо дефицит электрической энергии ограничивает функционирование КА и лимитирует возможности бортовых средств по выходу из нештатных ситуаций.

Физически производство электроэнергии на борту КА реализуется системой электроснабжения (СЭС), которая осуществляет преобразование неэлектрической энергии в электрическую и передачу ее потребителю — электрической нагрузке СЭС. Будучи составной частью КА, СЭС подвергается воздействию факторов космического пространства и находится в интенсивном взаимодействии с сопряженными системами КА и нагрузкой, образующими внешнюю по отношению к СЭС среду. В настоящее время и в

обозримом будущем монополюсное положение в электроснабжении околоземных КА принадлежит СЭС фотоэлектрического типа, которые преобразуют энергию солнечного излучения. Помимо текущей выработки электроэнергии на освещенных Солнцем участках орбиты, такие СЭС накапливают оперативный запас энергии с целью удовлетворения ситуативных энергозапросов нагрузки и ее питания на теневых участках орбиты.

Для исследования поведения СЭС при орбитальной эксплуатации КА она может быть представлена звеном агрегативной системы более высокого иерархического уровня (КА), которое посредством некоторого оператора выполняет преобразование входных энергетических потоков в выходные при определенных параметрах внешней среды [14]. Агрегативное описание фотоэлектрической СЭС имеет вид [4]

$$E(t) = A(B, Z, t)S(t),$$

где $S(t)$ — поток солнечной энергии, $E(t)$ — поток электрической энергии, $A(t)$ — оператор процессов преобразования, накопления и расходования энергии, $B(t)$ — совокупность функци-

ональных параметров СЭС, $Z(t)$ — внешняя среда.

Индикатором способности СЭС обеспечить нагрузку на i -м участке полета служит величина оперативного запаса энергии e_x [1]:

$$e_{xi} = e_x(t_i + \Delta t_i) = e_x(t_i) + \int_{t_i}^{t_i + \Delta t_i} (N_C^*(t) - N_H(t)) dt, \quad (1)$$

$$0 \leq t_i \leq T_A - \Delta t_i,$$

$$0 < \Delta t_i, e_{xmn} \leq e_x(t) \leq e_{xms}(t),$$

где N_C^* — эффективная мощность СЭС, N_H — мощность, необходимая нагрузке, e_{xms} — максимально возможный по аппаратному исполнению СЭС оперативный запас энергии, e_{xmn} — минимально необходимый для сохранения работоспособности СЭС запас энергии, T_A — срок жизни КА, t_i , Δt_i — соответственно время начала и продолжительность i -го участка полета.

Управление процессом выработки и потребления энергии на борту КА построено так, что при достижении значения $e_x(t) = e_{xms}$ ограничивается генерируемая мощность СЭС, а при уменьшении e_x до e_{xmn} минимизируется энергопотребление нагрузки.

Эффективная N_C^* и потенциально генерируемая N_C мощность СЭС связаны соотношением $N_C^*(t) = \gamma(t)\Gamma(t)N_C(t)$, где $\gamma(t)$ — энергоуправляющая функция оператора $A(t)$:

$$\gamma(t) = \begin{cases} 1 & \text{при } e_x(t) < e_{xms}(t) \vee N_H(t) > N_C(t), \\ \frac{N_H(t)}{N_C(t)} & \text{при } e_x(t) = e_{xms}(t) \wedge N_H(t) \leq N_C(t), \end{cases} \quad (2)$$

$$\Gamma(t) = \begin{cases} 1 & \text{— на освещенном участке орбиты,} \\ 0 & \text{— на теневом участке орбиты.} \end{cases}$$

Производство электроэнергии СЭС и спрос на нее на борту КА (нагрузка), как правило, не коррелированы, в связи с чем для гарантированного электроснабжения потребителей во всех расчетных условиях полета функциональные параметры СЭС определяются в предположении о сочетании минимальной энергопроизводительности СЭС и максимального энергопотребления

нагрузки на конец активного существования КА. Благодаря этому условие $e_x(t) > e_{xmn}$ выполняется в штатном режиме работы КА при всех $t \leq T_A$.

Нештатные ситуации возникают вследствие нарушения режимов работы КА, предусмотренных при проектировании. Если нештатная ситуация не затрагивает энергетических отношений СЭС — нагрузка, то КА в этой ситуации энергетически обеспечен. Однако, как показывает практика орбитальной эксплуатации КА, подавляющее большинство нештатных ситуаций отражается на производстве или/и потреблении электроэнергии, вызывая энергетический дисбаланс на борту КА. К ним относятся: отклонение внешней конфигурации КА от проектной, нарушение ориентации относительно солнечного потока, увеличение продолжительности включения или/и мощности нагрузки, более жесткие температурные условия [12]. К этому перечню необходимо добавить и выведение КА на нерасчетную орбиту. Это возмущение влияет на СЭС двояко. Во-первых, изменение параметров орбиты сказывается на условиях освещенности СЭС, во-вторых, оно может вызвать и вышеперечисленные негативные воздействия на СЭС.

На борту КА, как правило, имеются ресурсы и резервы, ввод в действие которых позволяет в той или иной степени парировать нештатную ситуацию и не дать перерасти ей в аварийную, чреватую прекращением функционирования КА. Но для оценки ситуации и осуществления восстанавливающих действий необходимо время, в течение которого от СЭС требуется обеспечить некоторый уровень энергообеспечения КА. При этом условия работы СЭС также отличаются от штатных. Отдельные аспекты этой проблемы рассматривались в работах [3, 4, 12].

Цель настоящей работы состоит в углубленном анализе проблемы электроэнергетического обеспечения КА и разработке алгоритмов его расчета как при летной эксплуатации, так и при проектировании КА.

Степень влияния нештатной ситуации на энергообеспеченность КА будем учитывать с помощью коэффициентов α_C и α_H , показывающих отношение мощностей СЭС и нагрузки при наличии и отсутствии возмущений, вызвавших нештатную ситуацию на КА:

$$N_{CB}(t) = \alpha_C(t)N_{CH}(t),$$

$$N_{HB}(t) = \alpha_H(t)N_{HH}(t),$$

где индексы «В» и «H» соответствуют возмущенному и невозмущенному режимам, $\alpha_C = \alpha_H = 1$ при отсутствии возмущений, $\alpha_C = \alpha_{CB} < 1$ и/или $\alpha_H = \alpha_{HB} > 1$ при наличии возмущений. (Не исключено и $\alpha_{CB} > 1$ и $\alpha_{HB} < 1$, однако далее эти случаи не рассматриваются, так как усиливают энергообеспеченность КА относительно штатной).

В качестве показателя живучести КА находит применение [7] промежуток времени $\Delta t_{ж}$, необходимый для диагностирования нештатной ситуации, выработки и осуществления мер по ее парированию. Тогда при возникновении в момент времени t_Z нештатной ситуации продолжительностью δt_Z работоспособность КА будет энергетически обеспечена, если

$$\Delta t_C \geq \Delta t_{ж}^* = \begin{cases} \Delta t_{ж} & \text{при } \delta t_Z \geq \Delta t_{ж}, \\ \delta t_Z & \text{при } \delta t_Z < \Delta t_{ж}, \end{cases} \quad (3)$$

где Δt_C — промежуток времени от t_Z до снижения оперативного запаса энергии СЭС до e_{xmn} ,

$$0 \leq t_Z \leq T_A,$$

$$0 < \delta t_Z \leq T_A - t_Z,$$

$$0 \leq \Delta t_C \leq T_A.$$

Промежуток времени Δt_C будем считать показателем, а условие (3) — локальным критерием энергетического обеспечения КА в нештатной ситуации.

Функциональные параметры СЭС $B(t)$ из-за естественной деградации убывают во времени, а энергопроизводительность СЭС зависит от освещенности ее фотопреобразующей поверхности, которая изменяется в ходе орбитального полета КА [5, 11]. В связи с этим нештатные ситуации с одинаковыми значениями α_{CB} и α_{HB} приведут на различных участках полета КА к различным последствиям, т. е. на одном участке полета критерий (3) может удовлетворяться, на другом — нет. Действительно, если на каждом участке Δt_i внутри интервала $[t_Z, t_Z + \Delta t_{ж}^*]$

$$\int_{t_Z}^{t_Z + \Delta t_i} \alpha_C(t) \gamma(t) \Gamma(t) N_C(t) dt \geq \int_{t_Z}^{t_Z + \Delta t_i} \alpha_H(t) N_H(t) dt,$$

то, как видно из (1), e_x не уменьшается, и

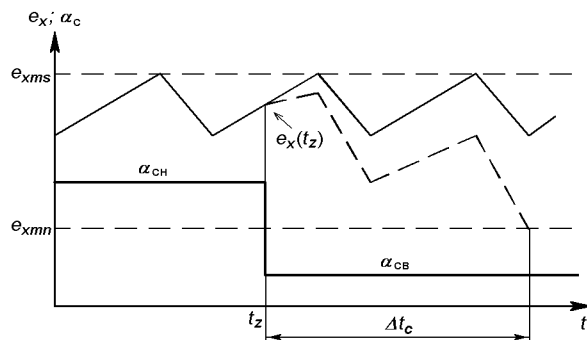


Рис. 1. Изменение оперативного энергозапаса СЭС в штатном (сплошная линия) и нештатном (прерывистая линия) режимах работы КА

угрозы энергодефицита нет. В противном случае $e_x(t_i + \Delta t_i) < e_x(t_i)$, и на каждом участке Δt_i происходит уменьшение e_x на величину модуля разности интегралов, так что достижение уровня e_{xmn} возможно (см. рис. 1). Аналогичная ситуация и при знакопеременной разности интегралов.

Таким образом, когда известны время появления нештатной ситуации t_Z , степень ее влияния на энерговозможности СЭС α_C и энергопотребление нагрузки α_H , состояние энергозапаса СЭС $e_x(t_Z)$, то определение величины Δt_C и удовлетворения критерия (3) представляет детерминированную задачу, решаемую пошаговым вычислением e_x по (1) до достижения $e_x \leq e_{xmn}$ или $t - t_Z \geq \Delta t_{ж}^*$ при $e_x > e_{xmn}$. Соответствующий алгоритм приведен на рис. 2.

Если же энергообеспечение КА в нештатной ситуации требуется оценить априори на стадии проектирования КА, когда могут быть заданы только значения α_C и α_H , то t_Z и $e_x(t_Z)$ становятся случайными величинами, ибо возникновение нештатной ситуации — событие случайное. Совокупность параметров СЭС в момент t_Z , с учетом начальных и деградационных неопределенностей, также представляет собой ограниченную выборку случайных величин из области прогнозируемых значений $B(t)$ [2]. Следовательно, и выполнение условия (3) есть случайное событие, так что в качестве показателя электроэнергетического обеспечения КА следует принять вероятность $P(\Delta t_C \geq \Delta t_{ж}^*)$. При ограничении ее величиной P^* критерий выполнения требования по

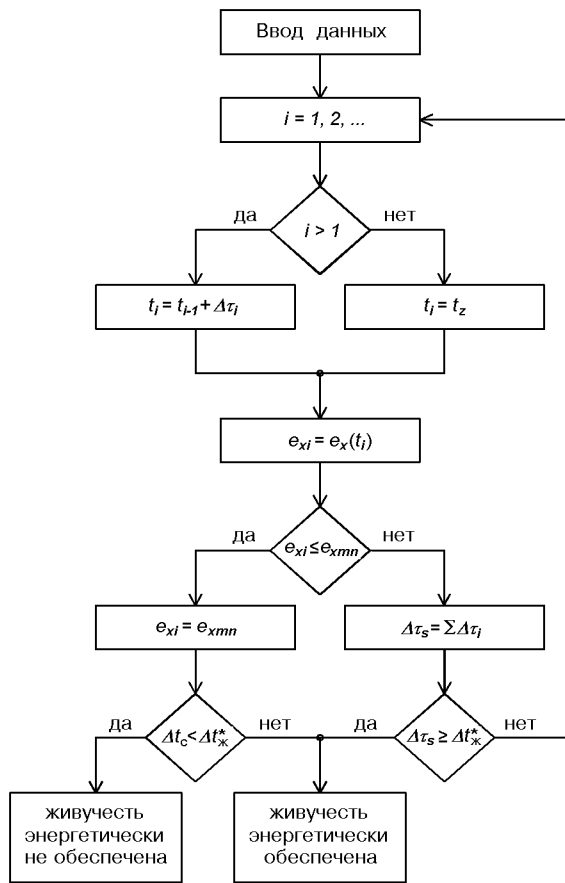


Рис. 2. Алгоритм расчета локального показателя и выполнения критерия энергообеспечения.

энергообеспечению имеет вид $P(\Delta t_c \geq \Delta t_{c*}^*) \geq P^*$. Этот критерий будем называть интегральным. Задача определения показателя энергообеспечения и его соответствия интегральному критерию становится стохастической. Для ее решения необходимо располагать законами и параметрами распределений участвующих величин и использовать методы, применяемые при проектировании систем ракетно-космической техники со случайными параметрами [10]. В частности, на основе результатов, представленных в работе [2], методика определения показателя $P(\Delta t_c \geq \Delta t_{c*}^*)$ базируется на каноническом методе статистических испытаний, при котором каждому случайному числу, выдаваемому с постоянной плотностью распределения в диапазоне от 0 до 1, приравнивается значение функции

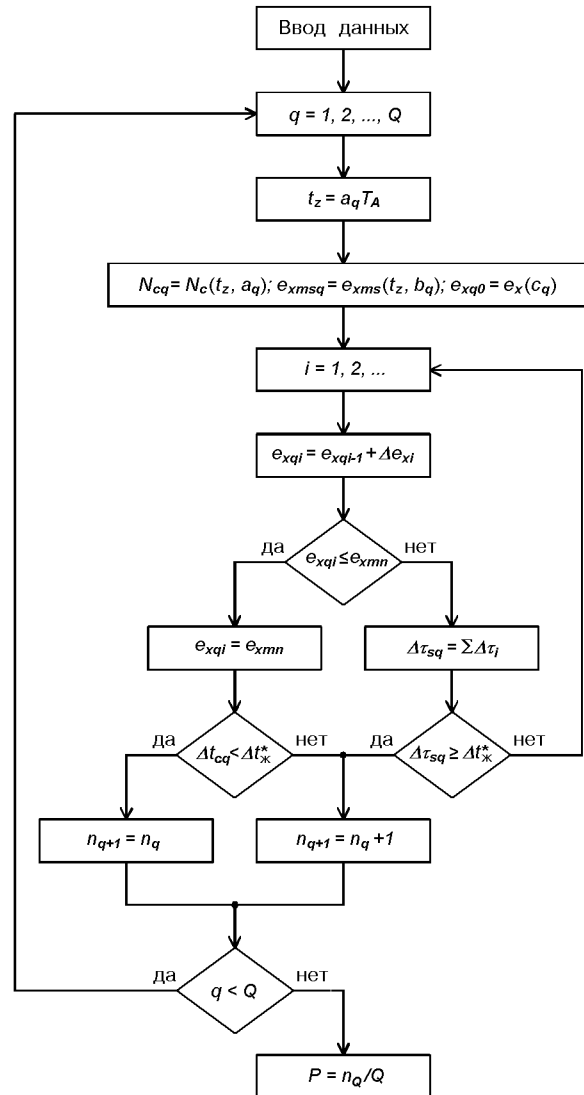


Рис. 3. Алгоритм расчета интегрального показателя энергообеспечения (a_q, b_q, c_q — случайные числа, n_Q — количество благоприятных исходов)

распределения, аргумент которой принимается в качестве значения искомой случайной величины. Отношение количества благоприятных исходов ($\Delta t_c \geq \Delta t_{c*}^*$) к общему количеству испытаний полагается вероятностью энергообеспечения КА при определенной степени энергетического дисбаланса, вызванного нештатной ситуацией. Алгоритм решения представлен на рис. 3. На стадии проектирования КА может возникать и обратная задача — определить границу энерге-

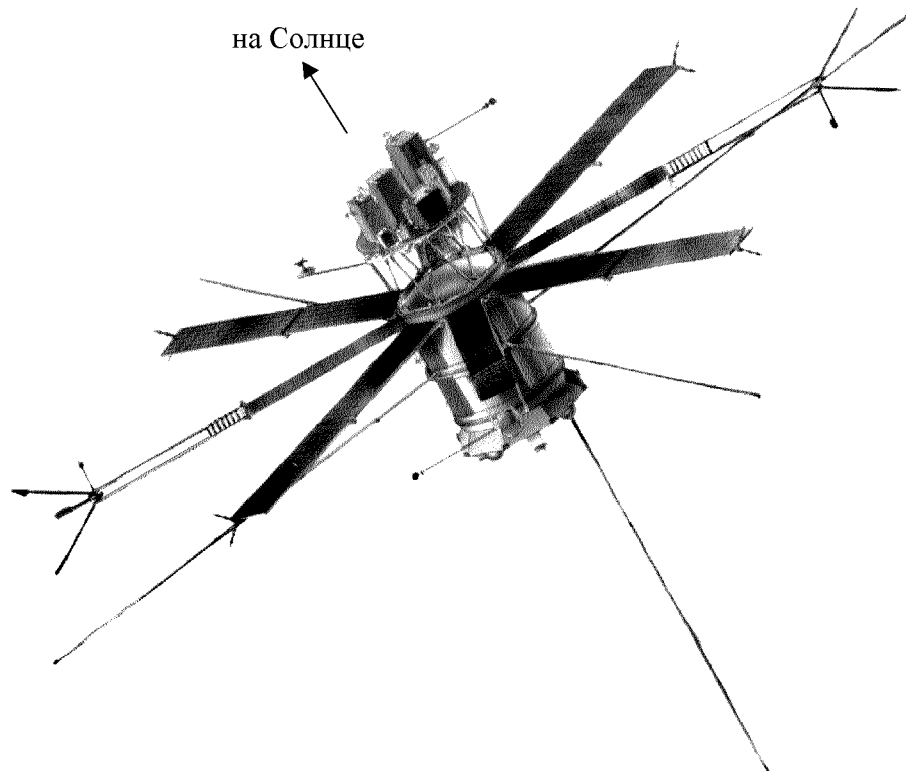


Рис. 4. Внешний вид модификации КА АУОС-СМ

тического дисбаланса в координатах α_{CB} , α_{HB} , при котором вероятность энергообеспечения КА равна заданной, т. е. найти такие сочетания $\alpha_{CB}^* = \alpha_{CB}^*$ и $\alpha_{HB}^* = \alpha_{HB}^*$, при которых $P(\Delta t_c \geq \Delta t_{ж}^*) = P^*$. Решение этой задачи осуществляется путем последовательного вычисления $P_{kj}(\Delta t_c \geq \Delta t_{ж}^*)$ по алгоритму, показанному на рис. 3, при $\alpha_{HBk} = 1 + k\Delta\alpha_{HB}$ ($k = 1, 2, \dots, \Delta\alpha_{HB} > 0$) с итерацией на каждом k -м цикле вычислений $\alpha_{CBj} = 1 - j\Delta\alpha_{CB}$ ($j = 1, 2, \dots, \Delta\alpha_{CB} > 0$). Поскольку $\alpha_{CBj+1} < \alpha_{CBj}$, то с увеличением j значение P_{kj} приближается к P^* . При достижении равенства $P_{kj} = P^*$ фиксируются соответствующие $\alpha_{HBk} = \alpha_{HB}^*$ и $\alpha_{CBj} = \alpha_{CB}^*$. Процесс заканчивается на цикле, где уже на первой итерации $P_{k1} = P^*$, поскольку α_{CB}^* на $(k + 1)$ -м цикле, очевидно, больше, чем на k -м. Внутри области, ограниченной кривой $P_k = P_k(\alpha_{HB}^*, \alpha_{CB}^*)$ и осями координат, $P_k < P^*$, вне ее (до прямой $\alpha_{CB} = 1$) $P_k > P^*$.

Существенно упростить вычислительные процедуры можно в частных решениях задач, учитывая особенности конструкции и орбиты конкретного КА и находя компромисс между объемом и точностью вычислений [9]. Проиллюстрируем это на примере разработанного ГП КБ «Южное» КА АУОС-СМ. Последняя из двух его модификаций запущена в 2001 г. на орбиту, близкую к круговой, со средней высотой 525 км и наклоном 82.5°. Внешний вид модификации КА АУОС-СМ показан на рис. 4 [13]. На освещенном участке орбиты продольная ось КА, перпендикулярная к фотопреобразующей поверхности СЭС, ориентирована на Солнце с высокой точностью, благодаря чему величина N_{CH} на его протяжении практически постоянна. Полагая также $t_i = t_z$, $\Delta\tau_i = T_{0z}$, где $T_{0z} = T_0(t_z)$ — период обращения КА, $T_0(t_z + \Delta t_c) = T_0(t_z) = T_{0z}$, поскольку $\Delta t_c \ll T_A$, получим из (1) при $\alpha_c(t) = \alpha_{CB} = \text{const}$ и $\alpha_H(t) = \alpha_{HB} = \text{const}$

$$\begin{aligned} \Delta e_{xz} &= e_x(t_Z + T_{0Z}) - e_x(t_Z) = \\ &= \alpha_{CB} N_{CH}(t_Z) \int_{t_Z}^{t_Z + T_{0Z}} \Gamma(t) \gamma(t) dt - \alpha_{HB} \bar{N}_{HH} T_{0Z}, \end{aligned}$$

где Δe_{xz} — изменение e_x за виток при энергетическом дисбалансе с параметрами α_{CB} , α_{HB} , \bar{N}_{HH} — средневитковая мощность нагрузки в штатном режиме. Если $e_x(t_Z + T_{0Z}) < e_x(t_Z)$, оперативный энергетический запас СЭС на данном витке уменьшается. В этом случае $\gamma(t) = 1$ согласно (2) и

$$|\Delta e_{xz}| = |T_{0Z}(\alpha_{CB} N_{CH}(t_Z) \tau_C(t_Z) - \alpha_{HB} \bar{N}_{HH})|, \quad (4)$$

где

$$\tau_C(t_Z) = \frac{1}{T_{0Z}} \int_{t_Z}^{t_Z + T_{0Z}} \Gamma(t) dt$$

— относительная продолжительность освещенной части витка.

На каждом витке оперативный энергозапас СЭС сокращается на величину $|\Delta e_{xz}|$, и через

$$m = \frac{e_x(t_Z) - e_{xmn}}{|\Delta e_{xz}|} \text{ витков снизится до критического уровня.}$$

Для круговых орбит [8]

$$\tau_C(t) = 0.5 + \frac{1}{\pi} \arcsin \frac{\sqrt{2Rh + h^2}}{(R+h) \sin \nu(t)}, \quad (5)$$

где $\nu(t)$ — угол между нормалью к плоскости орбиты и направлением на Солнце, h — высота орбиты, R — средний радиус Земли.

Максимальное значение τ_C равно 1, минимальное соответствует $\nu = 90^\circ$.

В выражении для m есть три параметра (N_{CH} , e_x , τ_C), являющиеся функциями случайной величины t_Z . Используя некоторые допущения, можно избежать статистических процедур их определения. Значения N_{CH} и e_x находятся в диапазонах $N_{CH}(T_A) \leq N_{CH} \leq N_{CH}(0)$, $e_{xps} \leq e_x \leq e_{xms}$, где e_{xps} — минимально возможный энергозапас СЭС на витке в штатном режиме работы КА, поэтому, полагая $N_{CH}(t_Z) = N_{CH}(T_A) = N_{CHA}$ и $e_x(t_Z) = e_{xps}$, получим для m оценку снизу. Функция распределения τ_C в течение T_A может быть получена путем применения формулы (5) к функции распределения угла ν при произвольном времени запуска КА. Вероятность того, что в период нештатного функци-

онирования КА значение ν будет лежать в диапазоне $\pm \Delta \nu$ относительно ν^* , равна [3]:

$$\begin{aligned} P(\nu^* - \Delta \nu \leq \nu < \nu^* + \Delta \nu) &= \\ &= \frac{\Delta T_\Sigma(\nu^* - \Delta \nu \leq \nu < \nu^* + \Delta \nu)}{T_A}, \end{aligned}$$

где $\Delta T_\Sigma(\nu^* - \Delta \nu \leq \nu < \nu^* + \Delta \nu)$ — суммарная за T_A продолжительность полета КА в диапазоне углов от $\nu^* - \Delta \nu$ до $\nu^* + \Delta \nu$, определяемая по результатам баллистического моделирования полета.

На рис. 5 приведена зависимость $P(N_{CHA} \tau_C \geq \bar{N}_{CHA})$ от \bar{N}_{CHA} , построенная по данным $N_{CHA} \tau_C$ в функции ν для КА АУОС-СМ [15] и зависимости $\nu(t)$ для орбиты КА с параметрами, аналогичными орбите КА АУОС-СМ [16]. Так как $\Delta t_C = m \frac{T_A}{Z}$, то из выражения для m , принимая $\Delta t_C = \Delta t_{ж}^*$, находим

$$|\Delta e_{xz}| = \frac{(e_{xps} - e_{xmn}) T_{0Z}}{\Delta t_{ж}^*},$$

с учетом чего из (4) следует

$$\begin{aligned} \bar{N}_{CHA} &= N_{CHA} \tau_C = \\ &= \frac{1}{\alpha_{CB}} \left(\alpha_{HB} \bar{N}_{HH} - \frac{e_{xps} - e_{xmn}}{\Delta t_{ж}^*} \right), \end{aligned} \quad (6)$$

где \bar{N}_{CHA} — минимальная величина $N_{CHA} \tau_C$, необходимая для обеспечения $\Delta t_C = \Delta t_{ж}^*$.

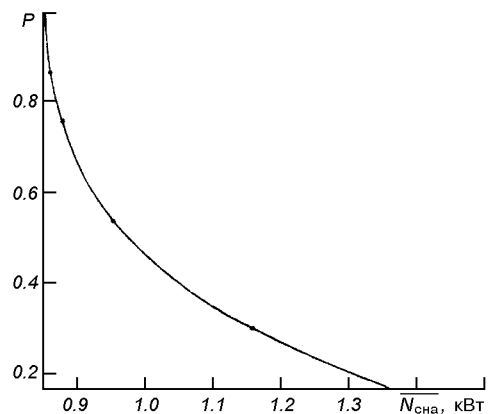


Рис. 5. Зависимость $P(N_{CHA} \tau_C \geq \bar{N}_{CHA})$ от \bar{N}_{CHA} .

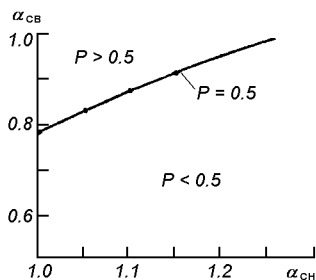


Рис. 6. Линия равной вероятности

По полученному значению \bar{N}_{CHA} из графика на рис. 5 находится искомая вероятность $P(N_{CHA} \tau_C \geq \bar{N}_{CHA})$.

Например, при увеличении энергопотребления нагрузки на 20 % ($\alpha_{HB} = 1.2$, $\alpha_{CB} = 1$) и $e_{xps} - e_{xms} = 1120$ Вт·ч, $\bar{N}_{HH} = 850$ Вт вероятность энергообеспечения КА в течение 12 ч составляет 59 %. Вариация $\Delta t_{ж}^*$, особенно в сторону сокращения, заметно влияет на $P(N_{CHA} \tau_C \geq \bar{N}_{CHA})$. Увеличение $\Delta t_{ж}^*$ до 18 ч ведет к снижению вероятности до 53 %, а уменьшение до 8 ч — к возрастанию до 76 %. При фиксированном $\Delta t_{ж}^*$ удовлетворить некоторой заданной вероятности P^* можно изменением функциональных параметров СЭС $B(t)$, в частности N_{CH} и e_{xms} .

Для ограничения области энергетического дисбаланса, отвечающей нормированной величине P^* , из графика на рис. 5 находится значение \bar{N}_{CHA} при $P(N_{CHA} \tau_C \geq \bar{N}_{CHA}) = P^*$, равенство которому должно обеспечиваться в выражении (6) при варьировании α_{CB} и α_{HB} . На рис. 6 приведена линия равной вероятности ($P^* = 0.5$) при $\Delta t_{ж}^* = 12$ ч. Она показывает, что работоспособность КА может быть энергетически обеспечена в течение 12 ч с вероятностью не менее 50 % в нештатных ситуациях, характеризующихся сочетанием изменений энергетики СЭС и энергопотребления нагрузки в диапазонах от 1 до 0.784 и от 1.26 до 1 соответственно.

По результатам проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

1. В зависимости от конкретного сочетания внешних условий, параметров СЭС и энергопотребностей нагрузки возможно электроэнергетическое обеспечение КА в нештатном режиме на время, необходимое для оценки ситуации и осуществления восстанавливающих действий, а

в некоторых случаях и ограниченное, или даже полное выполнение плановой программы полета КА.

2. Если известны время возникновения нештатной ситуации, степень нарушения энергобаланса и состояние оперативного энергозапаса СЭС, то энергообеспечение КА на требуемом промежутке времени рассчитывается с использованием детерминированных процедур по алгоритму, представленному в работе.

3. Если вышеуказанные факторы не конкретизированы, то в силу их случайной природы может быть оценена возможность электроэнергетического обеспечения КА в нештатном режиме как вероятность того, что энергетически обеспеченный промежуток времени нештатного функционирования КА будет не менее какой-то критической величины, по алгоритму на основе процедуры статистических испытаний, также разработанному в работе.

В качестве перспективного направления развития разрабатываемой проблемы следует отметить создание методического аппарата оптимизации проектных параметров СЭС при заданной вероятности электроэнергетического обеспечения КА в нештатных режимах.

1. Белов Д. Г. Формирование полетной программы работы космического аппарата при наличии электроэнергетических ограничений // Космічна наука і технологія.— 1997.—3, № 5/6.—С. 120—126.
2. Белов Д. Г. Вероятностная оценка электроэнергетического обеспечения космического аппарата // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 4.—С. 37—42.
3. Белов Д. Г. Электроэнергетическое обеспечение живучести космического аппарата при нарушении ориентации солнечной батареи // Космічна наука і технологія.—2006.—12, № 4.—С. 20—23.
4. Белов Д. Г. Оценка и моделирование энергетической живучести космического аппарата // Космическая техника. Ракетное вооружение: Научно-техн. сб. — Днепропетровск: ГKB «Южное», 2006.—Вып. 1-2.—С. 159—167.
5. Бордина Н. М., Васильев А. М., Далецкий Г. С., Ландсман А. П. Определение потока прямой солнечной радиации, поступающей на солнечную батарею // Космич. исслед.—1970.—8, вып. 3.—С. 453—457.
6. ГОСТ 27.002-89. Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения. — М.: Изд-во стандартов, 1990.—37 с.
7. Дедков В. К., Северцев Н. А., Куянджич С. М. Обеспечение живучести сложных технических систем космических средств // 3-я Междунар. научно-техн. конф. «Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика»: Тез. докл. — Рязань, 2000.—С. 68—70.

8. Инженерный справочник по космической технике / Под общ. ред. А. В. Солодова. — М.: Воениздат, 1969.—693 с.
9. Колин К. К., Липаев В. В. Проектирование алгоритмов управляющих ЦВМ. — М.: Сов. радио, 1970.—344 с.
10. Конохов С. Н., Федякин А. И. Вероятностно-статистические методы проектирования систем космической техники. — Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 1997.—250 с.
11. Латайко П. А. Текущая и интегральная освещенность Солнцем поверхностей спутника, ориентированного на Землю // Космич. исслед.—1969.—7, вып. 3.—С. 450—454.
12. Никифоров В. Анализ энергетических возможностей системы электроснабжения при нештатных режимах работы микроспутника // Тр. 3-й Междунар. конф.-выставки «Малые спутники: новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке.» — Королев, 2002.—Кн. 1.—С. 300—304.
13. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / Под общ. ред. С. Н. Конохова. — Киев: Изд-во Компания «КИТ», 2004.—260 с.
14. Снапелев Ю. М., Старосельский В. А. Моделирование и управление в сложных системах / Под ред. Н. П. Бусленко. — М.: Сов. радио, 1974.—264 с.
15. Belov D. G. Electric Power System for the Solar Satellite // 45th Congress of the International Astronautical Federation. AIAA Preprint IAF—94—R.3.381. — Jerusalem, Israel, 1994.—3 p.
16. Belov D. G., Dranovsky V. J., Perecopsky I. T. Electric Power Ensuring Small Satellite Board Equipment // 46th Congress of the International Astronautical Federation. AIAA Preprint IAF—95—IAA.11.2.09. — Oslo, Norway, 1995.—5 p.

**THE INFLUENCE OF ELECTRIC ENERGY
DISBALANCES ON THE SPACECRAFT
FUNCTIONABILITY UNDER NON-STANDARD MODES**

D. G. Belov

The problem of energy disbalances under non-normal spacecraft function is analysed. The indexes for numeral estimation of the electric power supply of SC functionability are determined. The procedure and algorithms for the calculation are developed. Using SC AUOS-SM as an example, the practical application of the procedure developed to investigate the influence of energy deficit on the spacecraft fail-safe concept is illustrated.