

## МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОЦЕНИВАНИЯ СИСТЕМНОГО ВЛИЯНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*Рассмотрено системное влияние дополнительной полезной нагрузки на функционирование космического аппарата (КА). Определен состав математической модели для оценки этого влияния. Приведены показатели стойкости КА и используемые допущения.*

*Ключевые слова:* дополнительная полезная нагрузка, влияние, космический аппарат, двойное использование.

Значение космических средств в решении социально-экономических, научных и оборонных задач в настоящее время велико и постоянно возрастает. Растут требования к объему и качеству решения в космосе целевых задач. В то же время ракетно-космическая техника является весьма сложной и дорогостоящей. Объем средств, выделяемых государством на космическую деятельность, ограничен. Таким образом, активно существует противоречие между потребностями в результатах космической деятельности и требованиями к космическим средствам с одной стороны, и возможностями их удовлетворения при реально доступном объеме финансирования космической деятельности, с другой стороны. Для решения данного противоречия необходимо реализовать способы повышения эффективности использования космических средств.

К числу таких способов относится двойное использование космических комплексов (КК). При двойном использовании на штатном космическом аппарате (КА) размещается дополнительная целевая аппаратура (ДЦА) иного, по сравнению со штатной целевой аппаратурой КА, назначения с обеспечением функционирования ДЦА за счет использования имеющихся технических резервов КА. При этом КА продолжает выполнять свою основную целевую задачу. Для ДЦА, создаваемых в рамках государственных программ, не требуется оплата использования ресурсов КК, созданных на госбюджетные средства, и выведения ДЦА на орбиту. Это дает существенную экономию средств. В результате при двойном использовании космических средств обеспечивается получение дополнительного выходного эффекта при минимальных дополнительных затратах. В связи с этим направление двойного использования (ДИ) космических средств с размещением ДЦА актуально и перспективно.

Практика космической деятельности свидетельствует о том, что в силу целого ряда причин космические средства, как правило, имеют неиспользуемые технические резервы, поэтому сфера применимости ДИ весьма широка.

В данной работе рассматривается двойное использование КК с КА серии «Космос». Исходя из сущности и статуса решаемых КК с КА серии «Космос» задач, их важности для государства, были сформированы следующие основные принципы ДИ КК [1]:

– принцип приоритетности: двойное использование КК не должно приводить к снижению качества решения этими КК целевых задач, ради которых они создавались;

– принцип конфиденциальности: двойное использование КК не должно приводить к утечке информации ограниченного доступа;

– принцип экономичности: объем доработок штатных КК при реализации их двойного использования должен быть минимизирован.

Необходимо учитывать, что для обеспечения функционирования ДЦА с заданными параметрами в составе КА помимо собственно ДЦА размещаются дополнительные технические средства (ДТС). Задача ДТС – адаптация ДЦА к КА с учетом располагаемых его возможностей и интеграция ДЦА с КА. Совокупность ДЦА и ДТС будем называть дополнительной полезной нагрузкой (ДПН).

Размещение ДПН на КА и обеспечение ее функционирования неизбежно оказывают сложное системное влияние на технические характеристики и функционирование КА. Как указано выше, при двойном использовании не допускается снижение качества решения основной целевой задачи. Следовательно, степень изменения параметров КА за счет влияния ДПН должна укладываться в диапазоны значений параметров, в пределах которых обеспечиваются заданные условия работы основной целевой аппаратуры КА. Чтобы выполнить вышеуказанное условие, необходимо выявить виды влияния ДПН на характеристики бортовых систем КА. На основе анализа этого влияния может быть создана математическая модель (ММ) КА с ДПН. Такая ММ станет инструментом оценки реализуемости проектов ДИ космических комплексов (КК) на ранней проектной стадии работ и будет служить аппаратом поддержки принятия решения в ходе разработки проектов таких КК.

Тематика двойного использования космических средств до настоящего времени мало отражена в научно-технической литературе. Ряд вопросов, связанных с решением проблем, возникающих при двойном использовании КА, рассмотрен в [2–6]. В этих работах исследовались отдельные аспекты реализации ДИ КА и влияния ДПН на функционирование КА. При этом анализ опубликованных работ показал, что они рассматривают отдельные частные аспекты данной проблематики; материалы системного оценивания

всей совокупности видов влияния ДПН на КА отсутствуют.

Дополнительная полезная нагрузка размещается, как правило, на внешней поверхности КА. При этом между КА и ДПН существует механическая связь, а также обмен энергетическими и информационными потоками.

На стадии разработки проекта ДИ КК необходимо провести анализ и выполнить количественную оценку степени изменения характеристик КА и ДПН с помощью математических моделей.

КА представляется совокупностью целевой системы и бортовых обеспечивающих систем. По результатам проведенного анализа типовой структуры КА выделен состав бортовых систем и их элементов, чувствительных к воздействию со стороны ДПН, изменение характеристик которых способно повлечь за собой нарушение нормального функционирования КА.

Состав этих элементов представлен на рис. 1.

При проведении анализа КА как объекта воздействия со стороны ДПН в первую очередь выделяются элементы КА, в основе функционирования которых лежит взаимодействие с электромагнитным излучением (ЭМИ).

Целевая система (ЦС) – это технические средства, непосредственно реализующие решение задачи, стоящей перед КА.

В основу их функционирования, как правило, заложены физические принципы поглощения и/или излучения ЭМИ с той или иной длиной волны. Множество ЦС можно разделить на две большие группы. ЦС оптического и радиоэлектронного типов (рис. 2).

Пути негативного воздействия на ЦС со стороны ДПН:

1) непосредственное воздействие на наружные элементы ЦС (затенение, воздействие собственным ЭМИ);

2) опосредованное воздействие на ЦС, заключающееся в воздействии на элементы КА, не входящие в состав ЦС, но изменение характеристик которых способно привести к нарушению нормального функционирования ЦС путем выхода из строя элементов ЦС или такому изменению условий на борту КА, при котором нормальное функционирование ЦС станет невозможным.

В случае применения ОС ДПН следует стремиться размещать таким образом, чтобы не оказаться в зоне видимости объектива ЦС. Для радиоэлектронных ЦС воздействие ДПН будет иметь место, если ДПН попадет в диаграмму направленности АФУ.

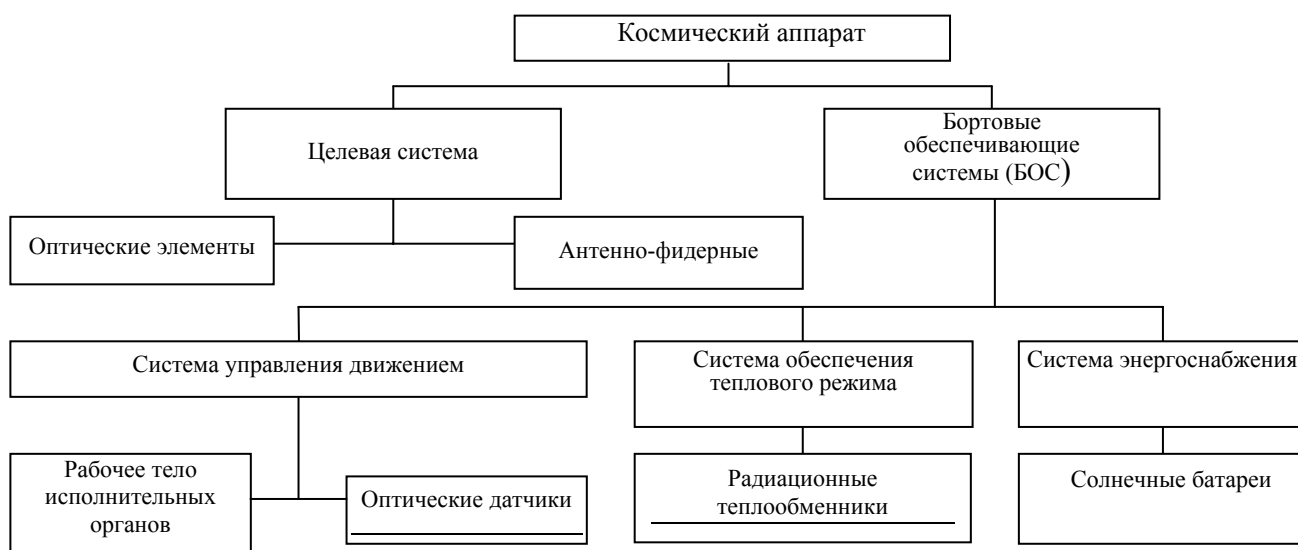


Рис. 1. Состав элементов бортовых систем КА, подверженных влиянию ДПН



Рис. 2. Основные типы целевых систем

Наиболее значимым представляется опосредованное воздействие ДПН на ЦС путем изменения характеристик бортовых обеспечивающих систем и их элементов. Датчики ориентации системы управления движением (СУД) имеют в своем составе оптические элементы, чувствительные к затенению. Возникновение зон затенения ДПН поверхностей этих элементов способно повлиять на их выходные характеристики, что приведет к искажению показаний датчиков. Кроме того, характеристики СУД и КА в целом оказывают определяющее влияние на ресурс рабочего тела КА, т. е. срок, в течение которого имеющийся на борту запас топлива системы исполнительных органов (СИО) обеспечивает заданные параметры движения КА. Ресурс рабочего тела является верхним пределом возможного срока активного существования КА и поэтому является одной из важнейших характеристик последнего. Размещение на КА ДПН приводит к изменению массогабаритных характеристик, моментов инерции и положения центра масс КА, в результате изменяется расход топлива СИО. Воздействие со стороны ДПН на систему обеспечения теплового режима (СОТР) заключается в образовании зон затенения РТО и терморегулирующих покрытий, что приводит к снижению их излучательной способности. При затенении ДПН солнечных батарей (СБ) системы энергообеспечения (СЭС) снижается генерируемая СЭС мощность. Это способно привести к нарушению нормального функционирования КА в связи с недостаточным уровнем энергообеспечения бортовых систем.

КА является сложной технической системой, функционирование всех элементов которой направлено на решение определенных задач, стоящих перед системой, поэтому все элементы КА тесно связаны между собой и взаимодействуют друг с другом. Изменение характеристик элементов отдельных бортовых систем КА способно привести к изменению параметров функционирования этих систем, что, в свою очередь, может повлиять на работу других элементов КА. Следовательно, при оценке работоспособности КА совместно с ДПН нельзя ограничиться только оценкой изменений характеристик чувствительных к ее влиянию элементов и работоспособности систем, содержащих эти элементы. Необходимо учитывать связи, существующие между этими системами и другими элементами КА.

По результатам проведенных исследований разработана структурная схема взаимовлияний элементов бортовых систем КА и ДПН (рис. 3). Она представлена совокупностью четырех систем: целевой системы, СОТР, СЭС и СУД, в состав которых входят чувствительные к воздействию ДПН функциональные элементы (элементы ЦС, радиационные теплообменники СОТР, солнечные батареи СЭС и оптические датчики СУД).

Как следует из рис. 3, влияние изменения параметров работы элементов, подверженных воздействию ДПН, на работу бортовых систем и их элементов осуществляется за счет наличия между ними шести связей. Рассмотрим их.

1. В результате затенения оптических датчиков СУД возникают ошибки определения углового положения КА, которые, в свою очередь, ведут к нарушению его ориентации и снижению точности наведения оси ЦС. А от точности наведения оси зависит качество решения целевой задачи КА.

2. При нарушении точности ориентации панелей солнечных батарей СЭС на Солнце происходит изменение потока солнечного излучения, поступающего на СБ. Наряду с затенением элементами систем и конструкции ДПН фотоэлектрических преобразователей, нарушение ориентации СБ ведет к снижению генерируемой мощности, которое может стать причиной выхода КА из строя.

3. При нарушении ориентации радиационного теплообменника (РТО) СОТР происходит изменение поглощаемых тепловых потоков, поступающих из окружающей среды. Затенение РТО и изменение тепловых потоков со стороны Земли и Солнца способны привести к заметному изменению температуры теплоносителя на выходе из РТО, что отражается на работоспособности СОТР.

4. При изменении теплового режима КА, вызванном затенением и нарушением ориентации РТО, происходит увеличение потребления электроэнергии за счет включения или перевода работающих агрегатов СОТР (насосов, вентиляторов, нагревателей) в другие режимы для изменения тепловых потоков между функциональными элементами КА с целью поддержания в заданных пределах температур объектов регулирования СОТР, что сказывается на работе СЭС.

5. При нарушении функционирования СУД возникает изменение режима углового движения КА, что влечет за собой изменение потребления электроэнергии СИО СУД, представляющее собой часть нагрузки на СЭС. Это может повлиять на работоспособность СЭС и энергообеспечение других БС.

6. При размещении ДПН на КА изменяется расход рабочего тела СУД на поддержание заданных параметров орбиты и угловую стабилизацию, что может привести к преждевременному прекращению активного функционирования КА.

Разрабатываемая математическая модель функционирования КА отличается от разработанных ранее наличием ДПН. При моделировании процесса функционирования КА принято допущение, что КА находится в исправном состоянии и все нарушения работы систем и их элементов являются следствием только воздействия со стороны ДПН. Так как не подверженные воздействию со стороны ДПН системы и элементы КА не изменяют параметров своей работы, то принятое допущение позволяет для составления модели функционирования ограничиться моделированием работы четырех бортовых систем (ЦС, СЭС, СОТР и СУД) и моделированием работы ДПН, как одной из БС. Функционирование остальных систем и элементов КА учитывается комплексом ограничений и требований к параметрам функционирования указанных систем и их элементов.

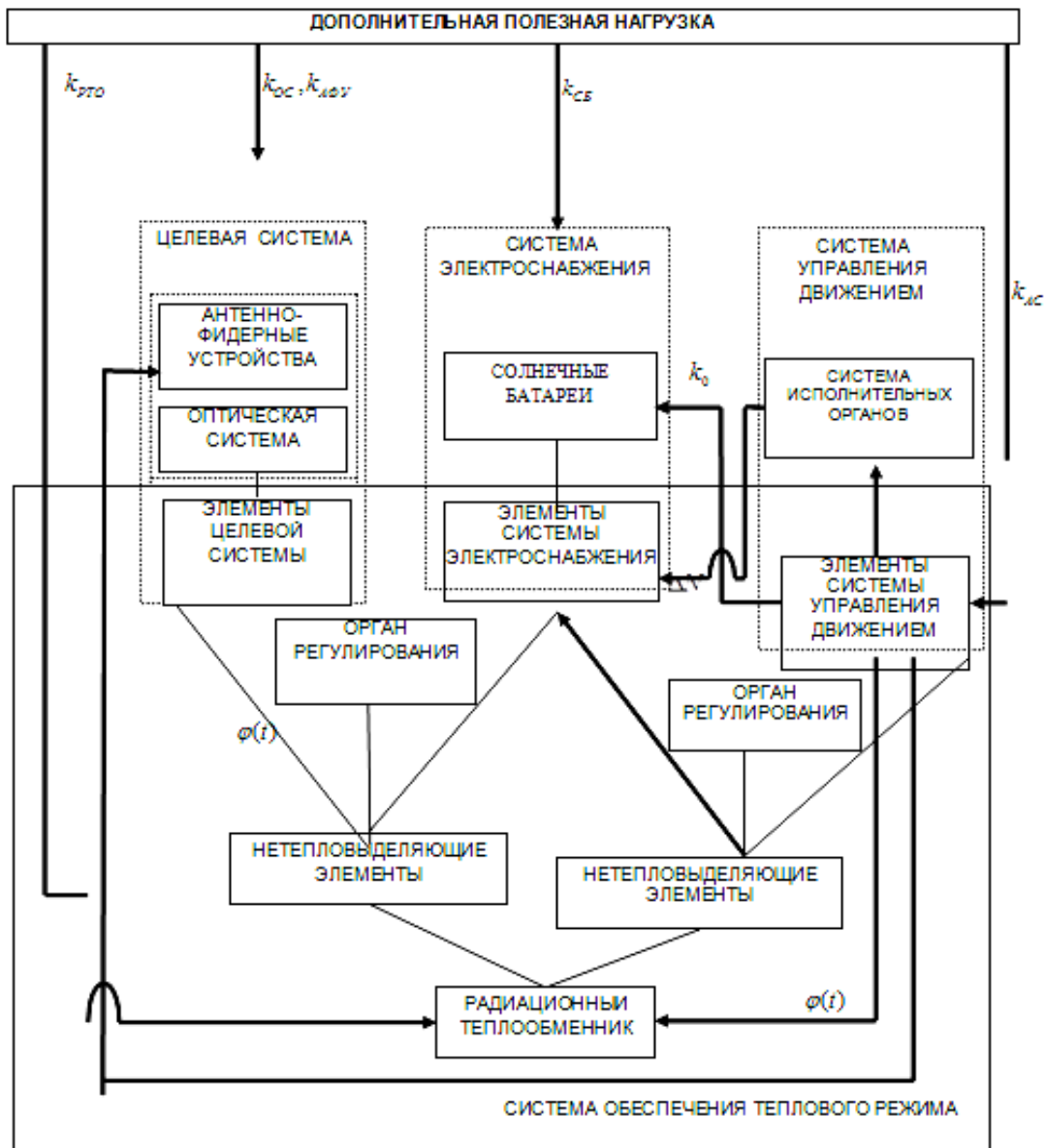


Рис. 3. Структурная схема КА с ДПН:

$\varphi(t)$  – угол ориентации КА;  $\Delta N$  – изменения электропотребления;  $k_{ОС}, k_{АФУ}$  – показатели влияния ДПН на ОС и АФУ соответственно;  $k_{СБ}$  – показатель влияния ДПН на СБ;  $k_0$  – показатель влияния снижения точности ориентации на СБ;  $k_{РТО}$  – показатель влияния ДПН на функционирование РТО;  $k_{АС}$  – показатель влияния ДПН на датчики ориентации

В результате ММ процесса функционирования КА строится в соответствии с представленной на рис. 4 структурной схемой.

На ранней стадии разработки проекта двойного использования КА проводится оценка приемлемости конкретной ДЦА для данного КА путем сравнения характеристик последнего из имеющихся резервных ресурсов с требованиями, предъявляемыми ДПН. Эта оценка носит предварительный характер. Комплексную оценку технической целесообразности реализации проекта ДИ КА дает оценивание стойкости КА к воздействию ДПН.

Оценивание стойкости КА к воздействию ДПН представляет собой вычисление значения показателя

стойкости и сравнение его с требуемым значением. Поэтому, для решения этой задачи в первую очередь необходимо обоснованно выбрать показатель стойкости КА к влиянию ДПН.

Процесс функционирования КА предполагает наличие множества неопределенностей, проявляющихся в результате как случайного объема решаемых им задач, так и неопределенности некоторых характеристик элементов КА, а также множества внешних факторов, меняющихся случайным образом [5; 6] Поэтому результаты целенаправленного процесса функционирования КА в условиях влияния ДПН будут случайными, и показатель стойкости КА должен это учитывать.

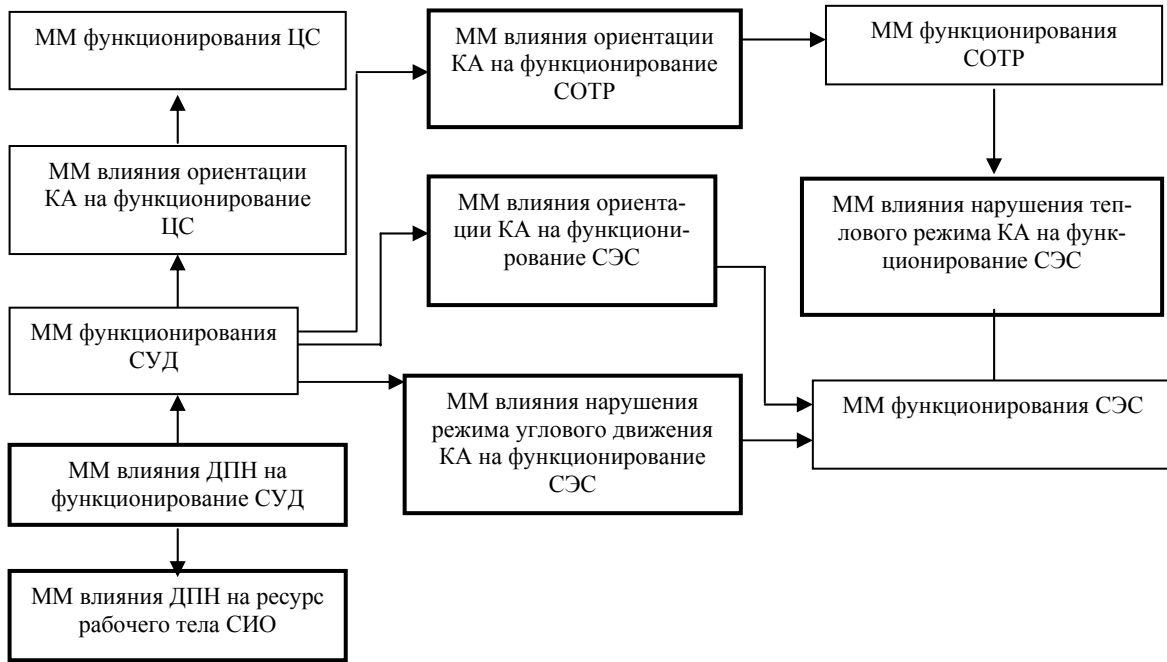


Рис. 4. Структурная схема математической модели функционирования КА

Показатель стойкости должен количественно характеризовать способность КА сохранять свои функции в условиях влияния ДПН, при этом он должен учитывать случайный характер результатов функционирования подверженных влиянию ДПН космических аппаратов. В качестве показателя стойкости КА к влиянию ДПН целесообразно рассматривать вероятность нахождения КА в работоспособном состоянии  $P_{КА}^{нф}$ , в котором он способен решать стоящие задачи с требуемым качеством в течение заданного промежутка времени.

Качество выполнения КА целевых задач сложным образом зависит от работоспособности всех функциональных систем и элементов. Показатель стойкости КА можно представить в виде

$$P_{КА}^{нф} = P \left( \hat{P}_0 \leq P_0^d \cap T_{<i></i>}^{\wedge} \in \left\{ T_{<i></i>}^d \right\} \cap E_{СЭС}^{\wedge} \geq \right. \\ \left. \geq 0 \cap \varphi_{M<3>}^{\wedge} \leq \varphi_M^d \cap \left| \psi_{<3>}^{\wedge} \right| \leq \left| \psi_{<3>}^d \right| \cap t \leq t_{ТР} \right), \quad (1)$$

где  $P_0^d, \left\{ T_{<i></i>}^d \right\}, \varphi_M^d$  – диапазоны допустимых значений параметров функционирования элементов КА;  $t_{ТР}$  – время, в течение которого оценивается стойкость КА;  $E_{СЭС}^{\wedge}$  – баланс генерируемой и потребляемой электроэнергии на борту КА за время  $t_{ТР}$ ;  $\left| \psi_{<3>}^{\wedge} \right|$  – максимальное допустимое отклонение КА от заданного углового положения;  $T_{<i></i>}^d$  – температура элементов КА.

Знак  $\wedge$  в представленных соотношениях используется для обозначения величин, носящих случайный характер.

Формулировка показателя стойкости КА, представленная выражением (1), справедлива при допущении, что в отсутствие ДПН все системы и элементы исследуемого объекта функционируют надежно с требуемым качеством, а в результате воздействия ДПН происходит изменение только свойств подверженных влиянию ДПН элементов КА.

Для оценки показателя стойкости КА введем ряд допущений.

По результатам проведенного анализа представляется целесообразным для описания температуры ОР использовать закон  $\beta$ -распределения:

$$f_T(T) = \frac{6(T - T_{\min})(T_{\max} - T)}{(T_{\max} - T_{\min})^3} \times \\ \times \Delta(T - T_{\min})\Delta(T_{\max} - T), \quad (2)$$

где  $T_{\max}, T_{\min}$  – соответственно верхняя и нижняя границы интервала распределения допустимой температуры.

Потребление электроэнергии элементами КА зависит от объема решаемых задач. Особенности энергопотребления многих КА позволяют использовать двухуровневую циклограмму энергопотребления, предусматривающую дежурную  $N_{деж}$  и пиковую  $N_{пик}$  нагрузку на СЭС. Характер решаемых КА задач, как правило, предусматривает относительно непродолжительное включение целевой аппаратуры с частотой, задаваемой потоком распределения наблюдаемых объектов. Принимая допущение о равномерности распределения заданных объектов по трассе полета КА, циклограмма его энергопотребления может быть представлена множеством равномерно распределенных во времени участков пикового энергопотребления (рис. 5).

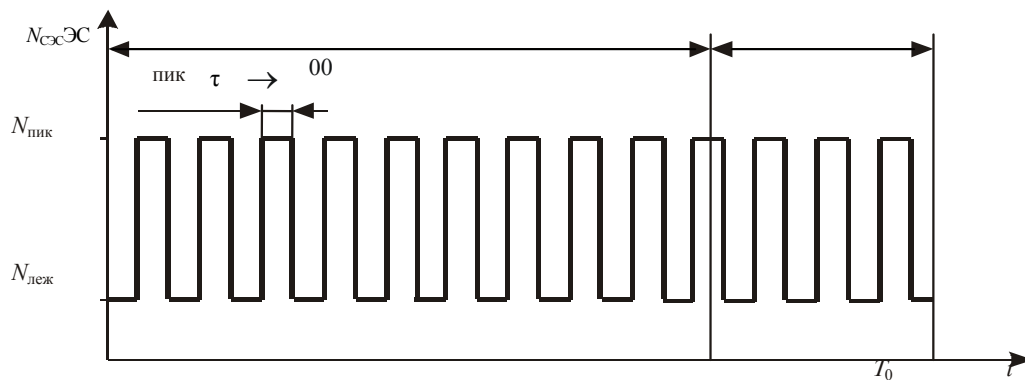


Рис. 5. Циклограмма энергопотребления КА:

$N_{пик}$  – уровень пикового энергопотребления;  $N_{леж}$  – уровень дежурного энергопотребления;  $\tau_c$  – время движения КА по освещенному участку орбиты;  $\tau_t$  – время движения КА по теневого участку орбиты;  $\tau_{пик}$  – длительность участка пикового энергопотребления;  $T_0$  – период орбитального полета КА

Тогда потребление электроэнергии в штатных режимах функционирования КА может быть представлено в виде

$$\hat{N}_{сэс}(t) = \frac{N_{пик} \hat{\tau}_{пик} + N_{леж} (T_0 - \hat{\tau}_{пик})}{T_0} \quad (3)$$

Суммарное время пикового потребления электроэнергии за период орбитального движения КА может непрерывно принимать значения в диапазоне  $\tau_{пик} \in [0, T_0]$ . Примем допущение о том, что суммарное время функционирования КА в режиме пикового энергопотребления распределено по усеченному нормальному закону

$$f_{\tau}(\tau_{пик}) = \frac{1}{C_{\tau} \sigma_{\tau} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\tau_{пик} - M_{\tau})^2}{2\sigma_{\tau}^2}} \times \Delta(\tau_{пик}) \Delta(T_0 - \tau_{пик}) \quad (4)$$

где  $C_{\tau} = \frac{1}{\sigma_{\tau} \sqrt{2\pi}} \int_0^{T_0} e^{-\frac{(\tau_{пик} - M_{\tau})^2}{2\sigma_{\tau}^2}} dt$  – коэффициент

пропорциональности, учитывающий «усечение» закона распределения;  $M_{\tau}, \sigma_{\tau}$  – математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение суммарного времени пикового энергопотребления соответственно.

При решении стохастических задач моделирования объектов чаще всего применяется метод статистического имитационного моделирования, главное преимущество которого заключается в возможности моделировать стохастические процессы практически любой сложности с высокой степенью адекватности. Кроме того, метод статистического имитационного моделирования предоставляет широкие возможности по применению современной вычислительной техники.

На основе применения метода статистического имитационного моделирования разрабатывается методика, позволяющая оценивать стойкость КА в два этапа.

На первом этапе производится расчет оценки показателя стойкости методом статистического имитационного моделирования. Выбор промежутка времени, в течение которого производится моделирование процесса функционирования КА, осуществляется исходя из заданного времени функционирования аппарата, входящего в состав показателя стойкости КА. На втором этапе оценивания стойкости КА к влиянию ДПН осуществляется сравнение полученного показателя стойкости КА с требуемым значением этой величины. Предложенная модель обеспечивает комплексное оценивание стойкости КА с учетом изменения характеристик всех уязвимых элементов и взаимовлияния нарушений функционирования бортовых систем аппарата.

#### Библиографические ссылки

1. Кислицкий М. И. Концепция двойного использования космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2011. № 2(35). С. 119–124.
2. Никольский В. В. Оптимизация резерва массы полезной нагрузки космического аппарата по обобщенной математической модели / Уткинские чтения : тр. V Междунар. науч.-техн. конф. СПб. : БГТУ, 2011. С. 89–90.
3. Тарасов Ю. Л., Фомин Г. Е. Двойные технологии проведения научных исследований в открытом космосе // Сб. научн.-техн. статей по ракетно-космической тематике / под ред. Д. И. Козлова ; ЦСКБ «Прогресс». Самара, 1999. С. 186–196.
4. Романов А. В., Никольский В. В. Исходная эффективность космического аппарата наблюдения // Оптимизация элементов конструкции космических аппаратов и двигательных установок : сб. статей. СПб., 2004. С. 31–34.
5. Абдурахимов А. А., Езерский В. В. К вопросу об оценивании результатов воздействия космического мусора на ЛА на этапе проектирования // Проблемы теории, проектирования и конструирования ракет,

ракетных двигателей и наземного оборудования к ним : тезисы докладов 31-го науч.-техн. семинара. Саратов, 1998. С. 97–98.

6. Абдурахимов А. А., Езерский В. В. Математическая модель ЛА для оценивания его стойкости к воз-

действию микрочастиц космического мусора // Проблемы, методы, алгоритмы испытаний и управления космических систем (комплексов) : науч.-техн. сб. (труды). Вып. 6 (ОВТИ). Т. 1. СПб. : МО РФ, 1999. С. 63–67.

M. I. Kislitskiy

**METHODOLOGICAL BASES OF ESTIMATION OF SYSTEMIC ACTION OF ADDITIONAL PAYLOAD ON SPACECRAFT FUNCTIONING**

*Systemic astion of additional payload on spacecraft functioning is considered. The structure of mathematical model for assessment of this influence is defined. Indicators of resistibility of a spacecraft and hypothesis used are presented.*

*Keywords: additional payload, influences, spacecraft, double use*

© Кислицкий М. И., 2012

УДК 621.25.532.528.001.2(02)

М. В. Краев, Е. М. Краева

**ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ КАВИТАЦИОННЫХ КАВЕРН В ЦЕНТРОБЕЖНОМ ВЫСОКООБОРОТНОМ НАСОСЕ\***

*Рассмотрены особенности кавитационных процессов в проточной части высокооборотного центробежного насоса. На основе высокоскоростной регистрации по визуализации формирования кавитационной каверны представлены экспериментальные материалы, характеризующие форму, объем и параметры развития кавитационной полости. Получена зависимость изменения объема каверны при работе центробежного насоса в диапазоне параметров, характеризующих срывной режим насосного агрегата и следующие за ним кавитационные автоколебания в гидросистеме ЖРД.*

*Ключевые слова: высокооборотные турбонасосные агрегаты, жидкостные ракетные двигатели, кавитационные каверны, центробежный насос.*

Высокооборотные турбонасосные агрегаты (ТНА) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) обладают высокими антикавитационными свойствами при угловой скорости ротора более 1 000 рад/с [1]. Особенности работы ЖРД обусловлены явлениями, протекающими в системе подачи на переходных режимах: при запуске двигателя, останове, переходе на режим другой тяги и т. п. Например, при запуске могут возникать глубокие провалы давления компонентов топлива на входе в насос, что приводит к возникновению кавитации [2].

При анализе динамических свойств системы подачи двигательной установки с ЖРД на переходных режимах работы важное значение приобретает оценка характеристик расходной магистрали с насосным агрегатом, работающим в режиме развитой кавитации.

Начало кавитационных каверн формируется при давлении на входе в насос  $P_{кав}$  (рис. 1). При дальнейшем снижении давления от  $P_{кав}$  до  $P_{кр}$ , несмотря на формирование кавитационных каверн, в проточной части насоса величины расхода и напора практически-

не изменяются. Такой режим работы является режимом частичной или скрытой кавитации, и для него характерен резкий рост виброактивности насоса и всей системы гидродинамической системы подачи ЖРД.

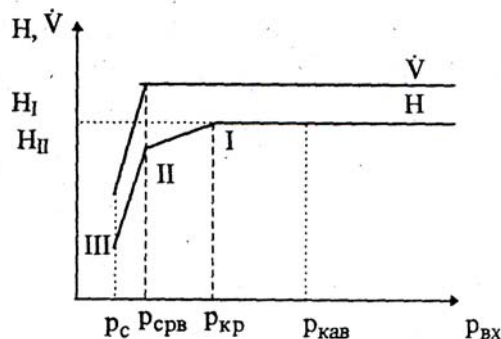


Рис. 1. Срывная кавитационная характеристика высокооборотного насоса

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках государственного задания (проект № Б.7.4791.2011).