

МЕТОД КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

© 2025

- А. Е. Шаханов** кандидат технических наук, начальник отдела;
АО «НПО Лавочкина», г. Химки;
shakhanovAE@laspace.ru
- С. А. Богачёв** доктор физико-математических наук, профессор РАН,
заведующий лабораторией;
Институт космических исследований Российской
академии наук, г. Москва;
bogachev.sergey@cosmos.ru

Предложен метод контроля состояния целевой аппаратуры космического аппарата в режиме реального времени. Метод основан на анализе состояния узлов аппаратуры и показаний датчиков, и детектировании маловероятных редких комбинаций регистрируемых параметров, как потенциально опасных для аппаратуры. Отмечено, что метод является универсальным, то есть может быть применим к любым типам контролируемых параметров, независимо от способа их регистрации и физической размерности. Также метод не требует предварительного расчёта предельных значений для контролируемых узлов. Рассмотрены конкретные примеры на основе данных, полученных при эксплуатации космических аппаратов и при выполнении научных космических экспериментов. Полученные результаты могут быть использованы для повышения времени активного существования космических аппаратов, в том числе многоспутниковых группировок и аппаратов типа Кубсат.

Космические аппараты; срок активного существования; целевая аппаратура; показатели надёжности

Цитирование: Шаханов А.Е., Богачёв С.А. Метод контроля состояния целевой аппаратуры космического аппарата в режиме реального времени // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 56-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-56-71

Введение

Исследования в космосе являются одним из основных направлений современной космической деятельности. С точки зрения способа измерения эти работы подразделяются на зондирующие измерения (в английской терминологии – *in situ*) и на дистанционные измерения (*remote sensing*). В первом случае речь идёт об измерениях параметров среды непосредственно в области нахождения космического аппарата (КА). Чаще всего речь идёт об околоземном и межпланетном пространстве, хотя существуют и исключения, например миссии *Voyager-1* и *Voyager-2* [1], проводящие измерения за пределами гелиосферы, а также зонд *Parker Solar Probe* [2], проводящий измерения внутри короны Солнца. К аппаратам второго типа относятся космические телескопы и мониторы, осуществляющие исследования удалённых объектов путём анализа их излучения.

С учётом высокой стоимости и длительных сроков разработки современных космических средств, актуальными являются вопросы повышения их надёжности и срока активного существования. Помимо «наземных» способов увеличения ресурса (экспериментальная отработка, обширный контроль комплектующих и материалов и др.), большое значение имеют результаты эксплуатации аппарата в космосе, в частности, анализ информации об отклонениях параметров технических средств от штатных характеристик.

Существенные сложности при работе с космическими средствами представляет получение информации о критических сбоях, так как вышедший из строя или существенно поврежденный КА может не передавать служебную информацию, необходимую для исследования. Анализ причин сбоя в этом случае обычно производится по телеметрической информации, полученной во время последних сеансов связи. С учётом функционирования КА за пределами зон радиовидимости информация о состоянии систем непосредственно в момент сбоя, как правило, недоступна.

Вопрос о методах заблаговременного предотвращения критических сбоев космического аппарата и повышения тем самым срока его активного существования широко изучается, но не имеет пока общепринятого решения (см., например, обзор [3]). Для его решения предлагаются математические модели [4; 5], методы, основанные на анализе надёжности и отказов систем КА [6; 7], программные методы [8; 9] и даже роботизированные системы на основе искусственного интеллекта [0]. В большинстве случаев принципы предотвращения критических сбоев систем КА основаны на представлении о наличии у каждой системы «предела прочности». В этом случае, если наблюдается постепенное движение системы или узла к данному пределу, можно оценить скорость и вероятностные характеристики этого процесса (например, дисперсию скорости) и для каждого момента времени рассчитать вероятность достижения предела непосредственно в этот момент. При этом не дается ответ на вопрос, как проводить анализ систем, для которых неизвестно точно предельное состояние, либо которые не показывают направленной динамики типа «старение» или «снижение характеристик». Следует заметить, что к таким системам часто относится целевая аппаратура космических аппаратов, которая, в отличие от служебных систем, часто является уникальной и не имеет истории эксплуатации, из которой, в частности, могут быть получены сведения о предельных состояниях её узлов.

В работе [11] был предложен способ получения информации от служебных систем КА даже в случае выхода КА из строя. Метод основан на резервном копировании ключевых параметров работы служебных систем в режиме реального времени в автономный модуль, способный к самостоятельному функционированию (поддержание собственной работоспособности и автономный сброс данных) даже в случае выхода из строя основных систем КА. Планируется, что большая часть информации будет поступать в модуль от телеметрической системы (ТМС). Указанная концепция является близкой к концепции устройств регистрации, применяемых в авиации для записи основных параметров полёта (так называемые «чёрные ящики»), за тем исключением, что считывание/передача данных из предложенного устройства осуществляются удалённо без прямого доступа, который в данном случае невозможен.

Так как основные устройства и принципы функционирования космических платформ разного типа в значительной степени унифицированы, соответствующий модуль также может быть выполнен с высокой степенью унификации, позволяющий с незначительными доработками применять его в различных аппаратах, в том числе серийных.

Нерешенным при таком подходе, однако, является вопрос о контроле не только служебных систем КА, но и целевой аппаратуры (ЦА) космического аппарата, поскольку телеметрическая система в основном регистрирует параметры служебных систем. В части состояния ЦА, в ТМС, как правило, регистрируются только основные параметры ЦА, которых, в случае отказов и сбоев, недостаточно для полного анализа. Вопрос о повышении надёжности ЦА не менее важен, так как основной задачей космических средств является плановая работа целевой аппаратуры, и выход последней из строя делает бессмысленным дальнейшее функционирование КА даже при полной работоспособности его служебных систем.

Другой причиной, по которой концепция «чёрного ящика» в базовом варианте не в полной мере применима к целевой аппаратуре КА, является сложность унификации. Если перечень и функционал служебных систем большинства КА являются приблизительно одинаковыми, то характеристики устанавливаемой полезной нагрузки (различной научной аппаратуры, аппаратуры для дистанционного зондирования Земли, экспериментальной аппаратуры для лётной квалификации и т.д.) могут быть любыми. Особенно сложной является унификация инструментов научного назначения, так как в области научных исследований создаются уникальные образцы аппаратуры, не имеющие аналогов по принципам работы, множеству используемых информационных интерфейсов, методам наблюдения и структуре получаемой информации.

Мы, тем не менее, полагаем, что даже в таком «сложном» случае существуют возможности универсального подхода, то есть возможна выработка унифицированных принципов, позволяющих осуществлять единообразный контроль работоспособности аппаратуры, независимо от её типа, конструктивного исполнения и структуры данных. В настоящей работе мы излагаем основы таких принципов и приводим примеры их применения к приборам конкретного типа.

Работа состоит из раздела, где мы излагаем основы предлагаемого нами подхода. Далее представлены примеры применения метода. В последнем разделе даётся заключение.

Метод анализа информации

Предлагается универсальный подход к оценке состояния целевой аппаратуры КА на основе исследования её ключевых параметров. Мы исходим из того, что для большинства видов аппаратуры все параметры могут быть разделены на две группы. Первая – параметры, которые либо не меняются, либо их изменение не влияет на работоспособность прибора. Примером неизменной характеристики может быть масса прибора (исключаются инструменты, принцип действия которых основан на использовании расходного рабочего тела). Примером изменяющейся величины, которая обычно не влияет на работоспособность инструмента, могут быть его линейные размеры, испытывающие температурное расширение с характерным коэффициентом ($\sim 10^{-5} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ для алюминия). Вторая группа – параметры, подлежащие контролю, значения которых объективно характеризуют состояние прибора или условия его функционирования (например, температура конструкции и критических узлов). Так как соответствующий набор является индивидуальным для каждого инструмента, то предлагаемая система не должна зависеть от набора выбранных параметров и от их конкретных характеристик (например, физической размерности).

При разработке метода мы исходили из того, что большинству параметров, которые определяют состояние целевой аппаратуры, могут быть поставлены в соответствие те или иные числовые характеристики. При штатном состоянии аппаратуры соответствующие характеристики имеют «нормальные» значения, а при сбоях отклоняются от них. Мы не утверждаем, что данному правилу подчиняются все характеристики прибора, но полагаем, что в большинстве случаев такой набор параметров можно сформировать, а также можно установить для них «нормальные» значения или их диапазон. Предлагаемый метод состоит в разработке универсального количественного индекса, который характеризует состояние целевой аппаратуры на основе высказанных предположений. Мы назвали его «параметр состояния аппаратуры» или просто «параметр состояния». Также мы предлагаем способ его расчёта и демонстрируем данный расчёт на конкретных примерах.

Предложенный параметр состояния определяется следующим образом. Предположим, что для анализа доступен ряд дискретных измерений контролируемого пара-

метра, который обозначим D_i , где $i = 1 \dots N$ (всего, таким образом, доступно N измерений). Используя данный ряд, можно определить величину D_m , равную среднему значению D для заданного набора данных:

$$D_m = \sum_{i=1}^N D_i / N. \quad (1)$$

Величина D_m может приблизительно пониматься как типовое значение, характерное для прибора (или узла) при штатной работе. Заметим, что в тех случаях, когда отдельным измерениям могут быть присвоены веса, вместо среднего значения целесообразно использовать математическое ожидание. Мы, однако, пока не хотели бы усложнять описание излишними параметрами, особенно учитывая, что это не влияет на суть излагаемого метода. Тем не менее, такая модификация может быть сделана в дальнейшем.

Предположим, что в некоторый момент времени для данного контролируемого параметра получено значение D_0 . В этом случае, согласно предлагаемому нами методу, состояние аппаратуры в данный момент характеризуется параметром состояния p , который рассчитывается по формуле:

$$p = \frac{N(D > D_0)}{N(D > D_m)}, \text{ если } D_0 > D_m ; \quad (2)$$
$$p = -\frac{N(D < D_0)}{N(D < D_m)}, \text{ если } D_0 < D_m .$$

Выражение вида $N(D < D_0)$ означает число измерений, для которых выполняется условие $(D < D_0)$. Нижняя часть формулы (2) сформулирована таким образом, чтобы формировать отрицательные значения. Мы предлагаем такую модификацию, так как это позволяет по знаку величины p различать отклонения в положительную и в отрицательную сторону от среднего значения.

С точки зрения физической интерпретации предлагаемый параметр p представляет собой величину, которая стремится к нулю в тех случаях, когда фактически измеренное значение D_0 значительно отклоняется от типового значения D_m , и равно единице для $D_0 = D_m$. Иными словами, чем ближе измеренная величина p к единице, тем ближе состояние прибора к типовому, наиболее характерному, состоянию и наоборот, чем ближе параметр p к нулю, тем сильнее отклонение текущего мгновенного состояния прибора (узла) от нормального состояния.

Наиболее существенным отличием и, как мы полагаем, преимуществом предлагаемого нами «параметра состояния» по сравнению с работой с первичным рядом данных D является то, что величина p является безразмерной, то есть измеряется единообразно, независимо от физической размерности и сущности исходных величин (температура, сила тока, иное). В этом случае узел контроля («чёрный ящик») имеет на входе унифицированную однотипную информацию со всех контролируемых узлов. Кроме того, предлагаемый параметр состояния является более простым для интерпретации, чем первичные значения измеряемых величин. Условно, если на вход поступило значение с датчика температуры равное, например, $+35^\circ\text{C}$, то для его интерпретации требуется дополнительная информация. Если же на вход поступает предлагаемая нами величина,

всегда изменяющаяся в диапазоне от минус 1 до 1, то узлу контроля не требуются никакие дополнительные данные для оценки состояния прибора. Более того, блок контроля может даже не «знать», какой конкретно абонент опрашивается по данному адресу. Блок лишь проверяет, что передаваемое состояние данного абонента находится в пределах установленных допусков и не выходит за них.

Существует несколько методов для установления соответствия между первичными данными, измеряемыми в физических единицах, и параметром состояния p . Прежде всего, это расчётный метод, когда соответствие устанавливается теоретическим путём. Такой способ может быть применен, например, для научной информации, в тех случаях, когда для научных данных могут быть установлены физически обоснованные диапазоны значений, определённые исходя из характеристик исследуемого объекта. Второй – экспериментальный метод, когда расчёт параметра производится по формулам (1) – (2) опытным путём либо во время наземной отработки прибора, либо непосредственно в ходе лётного эксперимента. При прочих равных условиях предпочтительным является экспериментальный метод, который обладает наиболее высокой точностью. Кроме того, за счёт постоянного увеличения объёма данных, накапливаемых в ходе работы аппарата на орбите, будет непрерывно расти и точность оценки.

Помимо унифицированного хранения данных разного типа, существенное значение имеет возможность оперативного вмешательства в работу аппаратуры с целью прекращения её функционирования в случае сбоев и отказов, а также запрета на её работу в штатных условиях. Конкретным способом предотвращения такого рода угроз является отключение целевой аппаратуры, её перезагрузка или перевод в «аварийный» режим работы. Следует отметить, что рассматриваемая аппаратура может быть, безусловно, оснащена собственными средствами контроля своего состояния. В то же время, если вмешательство в работу аппаратуры вызвано её критическим сбоем, работа собственных средств изделия в таком состоянии может быть невозможной, и потребуются внешнее вмешательство. Кроме того, мы полагаем, что создание унифицированной системы экономически более целесообразно, чем отягощение каждой полезной нагрузки собственными индивидуально разрабатываемыми средствами с несвойственными научному прибору функциями. Задача преобразования исходных цифровых данных в вероятностные аналоги может быть возложена на разработчиков отдельных приборов (блоков, систем), для чего в техническом задании могут быть выданы соответствующие требования. Также возможно включение соответствующего вычислительного модуля непосредственно в предлагаемую аппаратуру контроля.

В качестве способа контроля общего состояния аппаратуры мы предлагаем использовать *интегральный параметр состояния*, который мы обозначаем большой буквой P и который предлагаем определять как результат перемножения всех индивидуальных параметров состояния:

$$P(t) = \prod p_i(t). \quad (3)$$

Мы в явном виде указали в формуле (3) зависимость от времени t , чтобы подчеркнуть, что задача контроля ведется непрерывно во времени.

Следует отметить, что формула (3) строго верна только в том случае, если изменения контролируемых параметров происходят независимо, что не всегда выполняется. Для повышения точности метода может быть проведено корреляционное сравнение показаний различных датчиков, что может быть выполнено в том числе в ходе штатной эксплуатации во время набора первичной статистики. Далее эти результаты могут быть использованы либо для выбора действительно независимых параметров, что позволит

использовать формулу (3) без изменений, либо для внесения в формулу соответствующих весовых множителей.

Полученное значение $P(t)$ фактически указывает, насколько «вероятным» является текущее интегральное состояние полезной нагрузки. Принцип контроля, таким образом, основан на идее, что состояния «сбоя» и, в целом, нештатные состояния аппаратуры всегда являются маловероятными, то есть характеризуются особенно существенными отклонениями контролируемых параметров от средних значений. Конкретное значение параметра p , при котором к аппаратуре применяются меры внешнего воздействия (выключение, перезагрузка аппаратуры, переключение полукомплектов и иные), должно определяться индивидуально для прибора.

Важно отметить, что корректная работа метода возможна лишь после набора определенного статистически достоверного объёма измерений, при котором отклонения контролируемых параметров от наиболее вероятных значений становятся редкими. Можно привести такой пример. Если космический аппарат в процессе эксплуатации регулярно совершает поворот относительно направления на Солнце, то возникающие при этом изменения температуры могут в первый раз спровоцировать «аварийный сигнал». Однако после набора достаточной статистики система перестанет реагировать на такие изменения, так как оценка их вероятности автоматически возрастёт и окажется внутри допустимого интервала. В то же время, если аппарат проработал, например, несколько месяцев, и подобных скачков ранее не наблюдалось, то система среагирует на соответствующие изменения параметров, что мы считаем правильным. В тех случаях, когда аппарат совершает редкий, но плановый манёвр, предупреждения от системы могут быть временно отключены.

Пример экспериментального исследования температурного состояния прибора

В качестве иллюстрации предложенного способа мы провели анализ по формулам (1) – (3) для имеющихся в нашем распоряжении показаний температурных датчиков научного инструмента ТЕСИС, работавшего в 2009 году на борту КА КОРОНАС-Фотон [12; 13]. Всего данный прибор был оснащен 20 датчиками температуры, из которых мы выбрали 3 датчика, расположенные: (1) вблизи фоточувствительной поверхности одного из детекторов телескопа – датчик № 1; (2) на поверхности радиатора телескопа – датчик № 2; (3) на входном фильтре, освещаемом Солнцем – датчик № 3. Были использованы данные за 1 месяц измерений – в июле 2009 года. Число измерений составило около 12 тысяч для каждого датчика.

На рис. 1 показаны соответствия между значениями температуры и рассчитанными для них параметрами состояния для датчика № 1 (рис. 1, а), датчика № 2 (рис. 1, б) и датчика № 3 (рис. 1, в).

Полученные функции имеют схожий вид и характеризуются максимумом величины p вблизи среднего значения температуры, где $p = 1$ для значений больше среднего и $p = -1$ для значений меньше среднего. Справа и слева от максимума значение p монотонно приближается к нулю.

Важной особенностью предложенного преобразования является его однозначность, которая хорошо видна на рис. 1. Для каждого значения величины p (вероятность) существует единственное значение величины D (первичные данные), которое соответствует данному значению p . Мы считаем эту особенность важной, поскольку может быть задан вопрос: если узел контроля получает и хранит информацию в обезличенном безразмерном виде (значения p), то как впоследствии в случае сбоя восстановить фактические состояния контролируемых систем в реальных физических единицах? В дан-

ном случае эта задача решается однозначно по известным кривым преобразования, так как последние имеют полностью обратимый вид.

Алгоритм восстановления исходного значения D по известному значению p является по сути обратной математической операцией по отношению к операции определения p по известному значению D (см. (2)). В наиболее простой реализации способ сводится к следующему (для определённости будем считать, что $p > 0$). Сначала ряд значений D_i преобразуется в ряд значений p_i по формуле (2). Затем значения p_i сортируются по убыванию и производится поиск двух соседних значений, таких, что

$$p_i > p > p_{i+1}. \quad (4)$$

Из исходного ряда данных находятся значения D_i и D_{i+1} , соответствующие значениям p_i и p_{i+1} из формулы (4). Отсюда определяется диапазон значений, в котором находится искомая величина D :

$$D_i > D > D_{i+1}. \quad (5)$$

При необходимости для получения более точной оценки может быть произведена интерполяция.

На рис. 2 показан пример изменения состояния прибора в течение исследованного периода (июль 2009 года). Исследование проведено на основе интегрального параметра состояния по формуле (3). Для расчёта использовались показания трёх датчиков, индивидуальные зависимости $p(T)$ для которых были показаны на рис. 1. Величина $p(T)$ для каждого датчика в исследованный период менялась в диапазоне около $\pm 0,5$. Соответствующий интегральный параметр $p(T)$, как можно видеть из рис. 2, менялся в диапазоне примерно от 0,02 до 0,3. Для устранения «шума» параметр P был усреднён скользящим окном с шириной около 1 часа. Видно, что предложенный метод позволяет достаточно точно установить периоды нестабильных тепловых условий работы прибора (области выделены штриховой границей), во время которых наблюдались наиболее значительные вариации функции $p(T)$. Также могут быть определены даты наиболее высокого риска, когда функция $p(T)$ принимала наиболее низкие значения: в данном случае это 18, 21, 29 и 31 число месяца. Так как параметр p меняется в довольно широких пределах, для графика выбрано логарифмическое представление. Исходный математический аппарат не использует логарифмических преобразований, так как это, по нашему мнению, снижает точность метода.

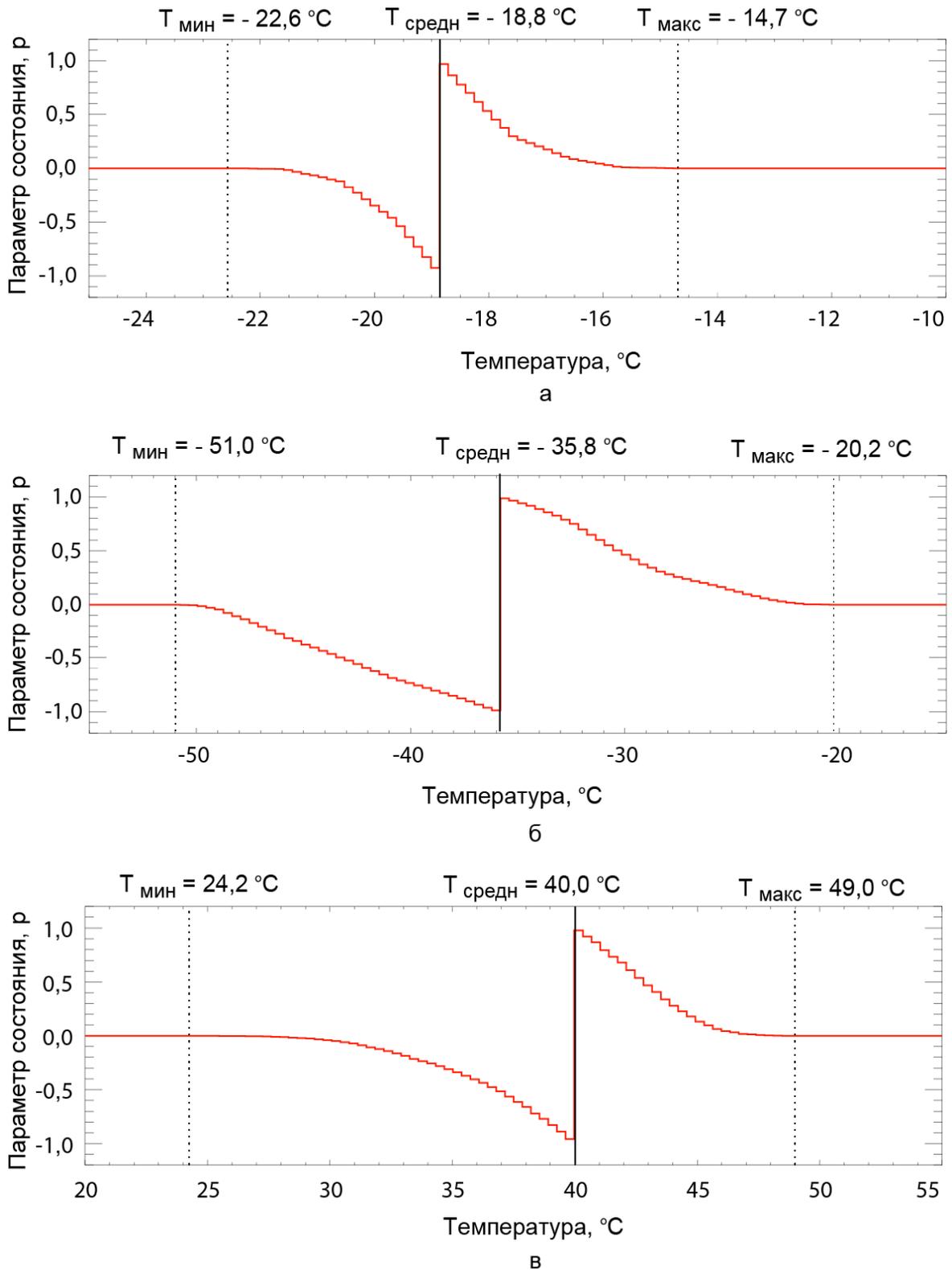


Рис. 1. Пример преобразования потока контролируемых данных в параметр состояния r для датчиков температуры научного инструмента ТЕСИС на борту КА КОРОНАС-Фотон: а – датчик №1; б – датчик №2; в – датчик №3. Значение $T_{\text{средн}}$ определено по (1)

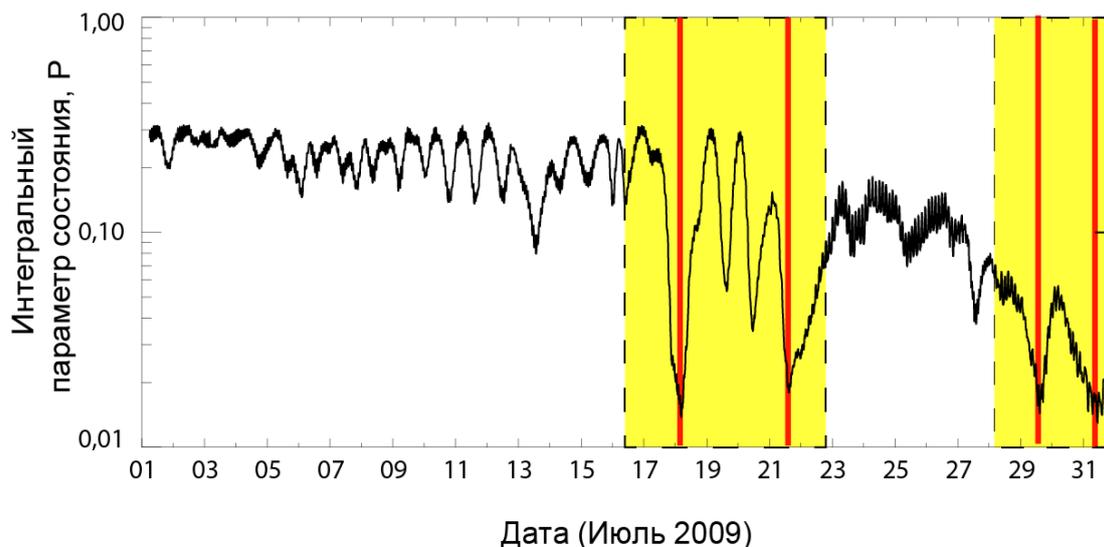


Рис. 2. Демонстрация возможностей контроля состояния целевой нагрузки по анализу интегрального параметра состояния. Выделены периоды нестабильной работы полезной нагрузки. Сплошные вертикальные линии – времена наиболее существенных отклонений параметра состояния от характерных значений

Пример исследования качества получаемых данных

Телеметрируемые параметры, характеризующие условия работы целевой аппаратуры, не содержат информации о качестве и достоверности предоставляемой целевой информации. Соответствующие отказы, возникающие, например, в результате деградации чувствительной поверхности детектора, могут быть обнаружены путём анализа данных, предоставляемых аппаратурой. Мы полагаем, что такая оценка может быть проведена изложенным выше методом, причём как на основе экспериментальных данных, так и теоретически, на основе модельного представления.

В настоящем разделе представлены примеры обоих подходов (экспериментального и теоретического), и проведено их сравнение.

В качестве конкретного прибора мы выбрали магнитометр MAG, работающий на космическом аппарате GOES-18 [14]. Выбор сделан по причине простой структуры данных в приборах данного типа, а также из-за широкой распространенности датчиков измерения магнитного поля в современных космических аппаратах, что повышает прикладную значимость исследования (см. например, [15; 16]).

Преимуществом прибора MAG является наличие его данных в открытом доступе. Кроме того, орбита аппарата GOES-18 является геостационарной (близкая к круговой, с нулевым наклоном), что упрощает теоретические оценки для индукции магнитного поля. Параметры орбиты космического аппарата GOES-18 по состоянию на начало октября 2023 года приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры орбиты космического аппарата GOES-18 по состоянию на 01.10.2023 года

Параметр	Значение
Наклонение, град.	0,0420
Долгота восходящего узла, град.	21,4766
Эксцентриситет	0,000040
Аргумент перигея, град.	177,8822
Средняя аномалия, град.	38,2887
Период, обор./сутки	1,00270436

Для теоретической оценки нами был проведен расчёт магнитного поля Земли вдоль орбиты КА GOES-18 на основе модифицированной модели WMM (World Magnetic Model, [17]) для интервала времени с 27.09.2023 года по 02.10.2023 года включительно (всего – 6 суток). В рамках модели были рассчитаны 4 элемента магнитного поля Земли: B_p – компонента, параллельная оси вращения Земли и направленная на север (SN направление); B_e – компонента, перпендикулярная B_p и направленная на восток (WE направление); B_n – нормальная компонента поля, перпендикулярная к B_p и B_e ; B_t – полное поле. Пример теоретического расчёта компоненты B_p показан на рис. 3 (кривая 2).

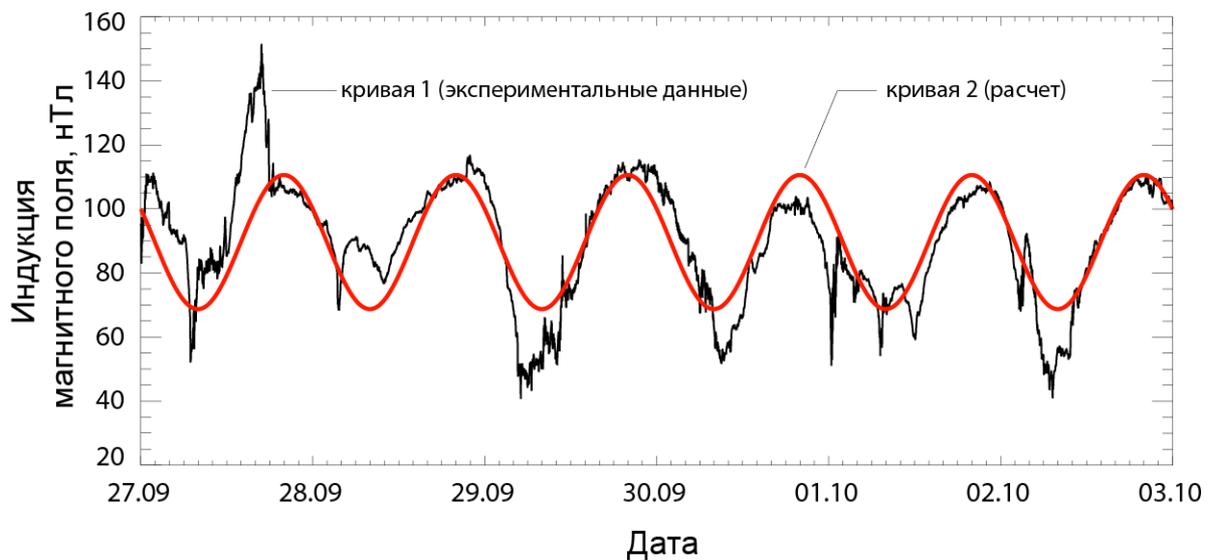


Рис. 3. Экспериментальные (кривая 1) и расчётные (кривая 2) данные по индукции магнитного поля (компонента B_p) на орбите космического аппарата GOES-18

Экспериментальное исследование состояния прибора проводилось по фактическим данным MAG, полученным нами из базы данных КА GOES-18. Пример экспериментальных данных для компоненты B_p показан на рис. 3 (кривая 1). В целом наблюдается примерное совпадение модельной оценки и эксперимента, но присутствуют и существенные отклонения.

На основе этих рядов данных (теоретических и фактических) был рассчитан интегральный параметр состояния по формуле (3) и затем предлагаемым способом было оценено состояние прибора в исследованный период времени.

Результат оценки на основе экспериментальных данных показан на рис. 4, а. Исследование показывает два периода, требующих внимания, выделенных штриховой границей: 27 и 29 сентября. Ряд данных при исследовании был усреднён с шагом 1 час. Следует уточнить, что мы не оцениваем данные участки как периоды некорректной работы прибора. В данном случае демонстрируется лишь возможность детектирования таких состояний.

Аналогичное исследование на основе теоретических кривых дало некорректный результат, показанный на рис. 4, б. Были получены многочисленные снижения вероятности до нуля. Мы объясняем «неудачу» тем, что теоретическая кривая имеет резко очерченные границы сверху и снизу. Все случаи выхода за эти границы по формулам

(1) и (2) дают значение $p = 1$. Чтобы сделать теоретическую оценку более корректной, мы модифицировали её, а именно добавили случайные вариации сигнала с амплитудой, характерной для компонент магнитного поля на орбите КА GOES-18. Были добавлены нормальные (распределённые по функции Гаусса) вариации поля с дисперсией $\sigma = 2,5; 10,9; 2,9; 10,24$ нТл для компонент поля B_p, B_e, B_n и B_t , соответственно. Идея состоит в том, что в этом случае исчезает резкая граница для значений B , поскольку достижимыми теперь становятся любые значения, хотя и с исчезающе малой (экспоненциально уменьшающейся) вероятностью. Величина дисперсии была вычислена экспериментально по данным прибора GOES-18. С такой коррекцией, теоретическая оценка хорошо совпала с экспериментальной оценкой (нижняя панель рис. 4, в).

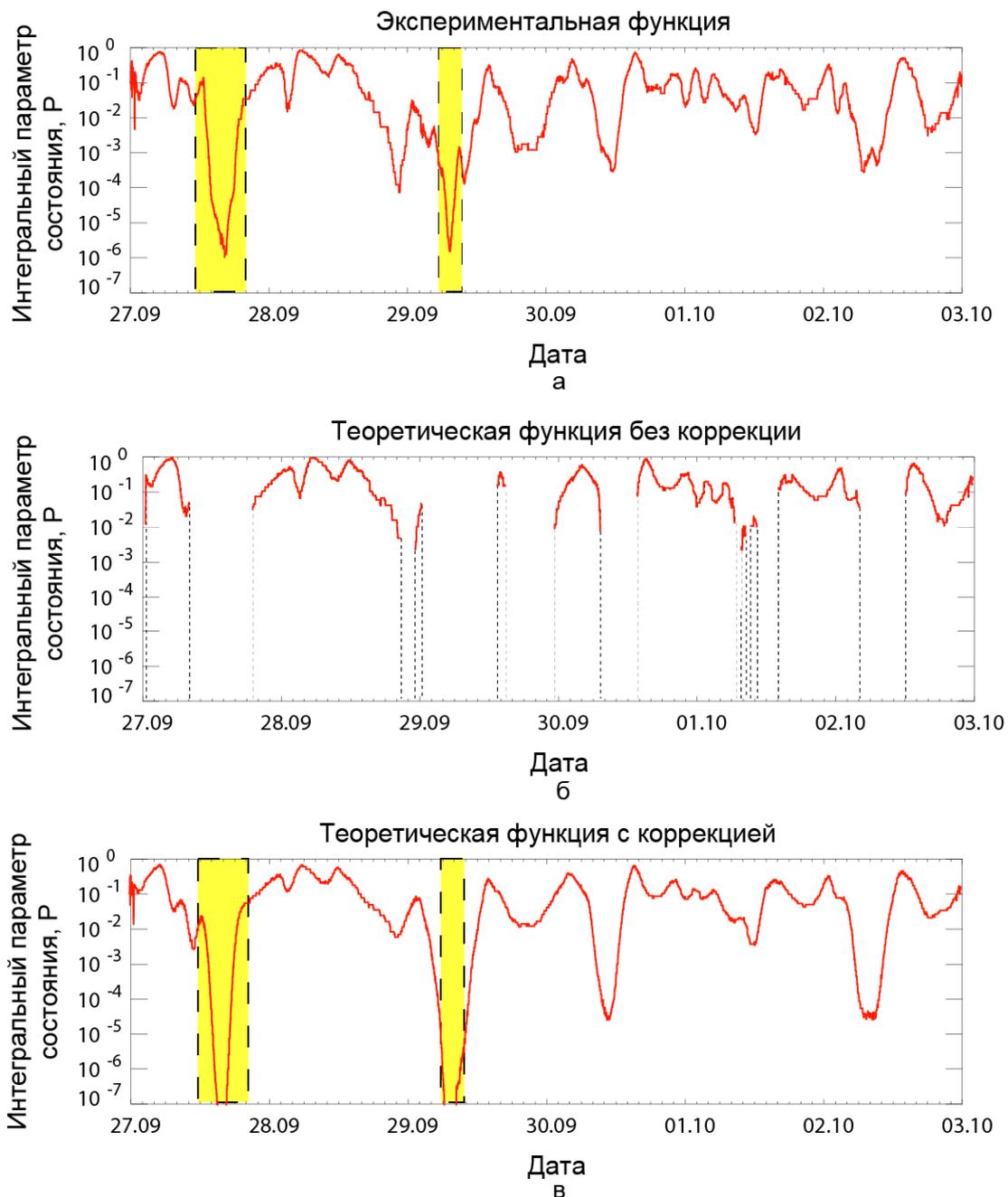


Рис. 4. Сравнение экспериментального анализа данных магнитометра GOES-18 (а) и теоретического исследования (б, в)

Заключение

Рассмотрен вопрос о возможности унифицированной оценки состояния целевой аппаратуры космического аппарата в режиме реального времени. Предложен метод, основанный на расчёте параметра p по предложенным нами формулам (1) – (3) и базирующийся на предположении, что значения p , близкие к 1, соответствуют штатной работе аппаратуры, а значения вблизи нуля – возможной нестабильной работе. Предложенный способ расчёта обладает преимуществом полной обратимости: по значениям p может быть однозначно восстановлено исходное значение параметра.

Приведены несколько примеров таких расчётов. На основе показаний датчиков температуры космического телескопа ТЕСИС на борту космического аппарата КОРОНАС-Фотон продемонстрирована возможность контроля внешних условий работы аппаратуры (в данном случае тепловых условий). На основе данных магнитометра на борту КА GOES-18 показана возможность контроля показаний научной аппаратуры двумя способами – по экспериментальным данным и по теоретическим оценкам.

Представленный метод может иметь практическое значение для повышения ресурса работы бортовой аппаратуры космических аппаратов, в том числе путём создания на этой основе специального узла контроля, обладающего, как минимум, двумя основными функциями. Первая – функция вмешательства в работу полезной нагрузки при снижении значения параметра состояния ниже установленных критических порогов, и вторая – функция записи и хранения состояния основных параметров полезной нагрузки в формате «чёрного ящика».

Такой функционал может быть особенно важен с учётом имеющихся планов по развитию многоспутниковых космических систем, при функционировании которых из-за большого числа аппаратов растёт и число нештатных ситуаций, требующих оперативного вмешательства и контроля. Предлагаемая система повысит автономность функционирования КА, что особенно актуально для космических систем, в которых аппараты функционируют на орбитах с короткими зонами радиовидимости. Также система может быть полезна на малых аппаратах, в том числе научных аппаратах формата Кубсат (см., например, [18; 19]), имеющих на данный момент ограниченные времена существования, что препятствует их активному внедрению в космическую деятельность, в том числе в решение задач Федеральной космической программы РФ.

Исследование поддержано грантом Российского научного фонда № 23-72-30002, <https://rscf.ru/project/23-72-30002/>.

Библиографический список

1. Kohlhase C.E., Penzo P.A. Voyager mission description // Space Science Reviews. 1977. V. 21, Iss. 2. P. 77-101. DOI: 10.1007/BF00200846
2. Raouafi N.E., Matteini L., Squire J., Badman S.T., Velli M., Klein K.G., Chen C.H.K., Matthaеus W.H., Szabo A., Linton M., Allen R.C., Szalay J.R., Bruno R., Decker R.B., Akhavan-Tafti M., Agapitov O.V., Bale S.D., Bandyopadhyay R., Battams K., Bercic L., Bourouaine S., Bowen T.A., Cattell C., Chandran B.D.G., Chhiber R., Cohen C.M.S., D'Amicis R., Giacalone J., Hess P., Howard R.A., Horbury T.S., Jagarlamudi V.K., Joyce C.J., Kasper J.C., Kinnison J., Laker R., Liewer P., Malaspina D.M., Mann I., McComas D.J., Niembro-Hernandez T., Nieves-Chinchilla T., Panasenco O., Pokorny P., Pusack A., Pulupa M., Perez J.C., Riley P., Rouillard A.P., Shi C., Stenborg G., Tenerani A., Verniero J.L., Viall N., Vourlidis A., Wood B.E., Woodham L.D., Woolley T.

Parker solar probe: Four years of discoveries at solar cycle minimum // *Space Science Reviews*. 2023. V. 219, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-023-00952-4

3. Saleh J.H., Castet J.F. *Spacecraft reliability and multi-state failures: a statistical approach*. John Wiley & Sons, 2011. 224 p.

4. Saleh J.H., Torres-Padilla J.P., Hastings D.E., Newman D.J. To reduce or to extend a spacecraft design lifetime? // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2006. V. 43, Iss. 1. P. 207-217. DOI: 10.2514/1.10991

5. Ткаченко А.И. Идентификация отказа в комплекте датчиков космического аппарата // *Космические исследования*. 2011. Т. 49, № 2. С. 157-166.

6. Алешин В.Ф., Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Проблемные вопросы прогнозирования и подтверждения надёжности космических аппаратов длительного функционирования // *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электронный журнал*. 2015. № 6. С. 31-41. DOI: 10.7463/0615.0778993

7. Брусков А.А. Анализ отказов различных систем космических аппаратов // *Информационно-технологический вестник*. 2020. № 4 (26). С. 34-46. DOI: 10.21499/2409-1650-2020-26-4-34-46

8. Ingrand F.F., Georgeff M.P., Rao A.S. An architecture for real-time reasoning and system control // *IEEE Expert-Intelligent Systems and Their Applications*. 1992. Т. 7, Iss. 6. P. 34-44. DOI: 10.1109/64.180407

9. Зеленцов В.А., Потрясаев С.А., Соколов Б.В., Скобцов В.Ю., Коренько С.А., Ким Д.С., Вакульчик Е.Н., Кульбак Л.И., Николаева Е.Д., Лапицкая Н.В., Саксонов Р.В. Сервис-ориентированный распределённый программный комплекс для оценивания и многокритериального анализа показателей надёжности и живучести бортовой аппаратуры малых космических аппаратов: российский и белорусский сегменты // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2017. Т. 16, № 4. С. 118-129. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-118-129

10. Georgeff M.P., Ingrand F.F. Real-time reasoning: The monitoring and control of spacecraft systems // *Proceedings of the Sixth Conference on Artificial Intelligence for Applications* (May, 05-09, 1990, Santa Barbara, CA, USA). 1990. P. 198-204. DOI: 10.1109/CAIA.1990.89190

11. Шаханов А.Е. Система аварийной передачи информации с автоматических космических аппаратов. Предложение по реализации, возможному составу и основным характеристикам // *Вестник воздушно-космической обороны*. 2023. № 3 (39). С. 78-83.

12. Кузин С.В., Житник И.А., Шестов С.В., Богачев С.А., Бугаенко О.И., Игнатьев А.П., Перцов А.А., Ульянов А.С., Рева А.А., Слемзин В.А., Суходрев Н.К., Иванов Ю.С., Гончаров Л.А., Митрофанов А.В., Попова С.Г., Шергина Т.А., Соловьев В.А., Опарин С.Н., Зыков М.С. Эксперимент ТЕСИС космического аппарата КОРОНАС-Фотон // *Астрономический вестник. Исследования солнечной системы*. 2011. Т. 45, № 2. С. 166-177.

13. Kuzin S.V., Bogachev S.A., Zhitnik I.A., Pertsov A.A., Ignatiev A.P., Mitrofanov A.M., Slemzin V.A., Shestov S.V., Sukhodrev N.K., Bugaenko O.I. TESIS experiment on EUV imaging spectroscopy of the Sun // *Advances in Space Research*. 2009. V. 43, Iss. 6. P. 1001-1006. DOI: 10.1016/j.asr.2008.10.021

14. Loto'aniu T.M., Redmon R.J., Califf S., Singer H.J., Rowland W., Macintyre S., Chastain C., Dence R., Bailey R., Shoemaker E., Rich F.J., Chu D., Early D., Kronenwetter J., Todirita M. The GOES-16 spacecraft science magnetometer // *Space Science Reviews*. 2019. V. 215, Iss. 4. DOI: 10.1007/s11214-019-0600-3

15. Glassmeier K.-H., Motschmann U., Dunlop M., Balogh A., Acuña M.H., Carr C., Musmann G., Fornaçon K.-H., Schweda K., Vogt J., Georgescu E., Buchert S. Cluster as a

wave telescope – first results from the fluxgate magnetometer // *Annales Geophysicae*. 2001. V. 19, Iss. 10/12. P. 1439-1447. DOI: 10.5194/angeo-19-1439-2001

16. Богачёв С.А., Головин А.А., Дятков С.Ю., Егорочкин К.А., Кириченко А.С., Кузин С.В., Перцов А.А., Тененбаум С.М., Шаханов А.Е. Малоразмерный космический магнитометр для наноспутника «Ярило» № 3 // *Космонавтика и ракетостроение*. 2023. № 1 (130). С. 123-134.

17. Chulliat A., Brown W., Alken P., Beggan C., Nair M., Cox G., Woods A., Macmillan S., Meyer B., Panizza M. The US/UK world magnetic model for 2020-2025. Technical report. 2020. DOI: 10.25923/ytk1-yx35

18. Перцов А.А., Дятков С.Ю., Ерхова Н.Ф., Холодилов А.А., Лыков Д.В., Трушина А.А., Червинский В.И., Фатеев Ф.В., Греков А.В., Трифонов А.В., Лобода И.П., Богачев С.А., Кириченко А.С. Телескоп для получения изображений Солнца на малоразмерных аппаратах типа Кубсат // *Приборы и техника эксперимента*. 2022. № 2. С. 131-137. DOI: 10.31857/S0032816222020057

19. Богачёв С.А., Кириченко А.С., Лобода И.П., Рева А.А. О возможности обнаружения областей ускорения частиц на Солнце с использованием малоразмерных аппаратов типа Кубсат // *Космонавтика и ракетостроение*. 2023. № 2 (131). С. 104-114.

METHOD FOR MONITORING THE PERFORMANCE OF SPACECRAFT PAYLOAD IN REAL TIME

© 2025

A. E. Shakhanov Candidate of Science (Engineering), Department Head;
Lavochkin Association, JSC, Khimki, Russian Federation;
shakhanov@laspace.ru

S. A. Bogachev Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor of RAS, Head of Laboratory;
Space Research Institute of Russian Academy of Sciences,
Moscow, Russian Federation;
bogachev.sergey@cosmos.ru

A method is proposed for monitoring the performance of spacecraft payload in real time. The method is based on analyzing of the equipment state and sensor readings, and detecting unlikely rare combinations of the recorded parameters as potentially dangerous for the equipment. It is noted that the method is universal, that is, it can be applied to any type of controlled parameters, regardless of the method of their registration and physical dimension. Also, the method does not require preliminary calculation of maximal values (thresholds) for the controlled nodes. Specific examples are considered based on the data obtained during the operation of spacecraft equipment and during scientific space experiments. The results obtained can be used to increase the active lifetime of spacecraft, including multi-satellite constellations and CubeSat-type devices.

Spacecraft; life span; payload; reliability indicators

Citation: Shakhanov A.E., Bogachev S.A. Method for monitoring the performance of spacecraft payload in real time. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 56-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-56-71

References

1. Kohlhase C.E., Penzo P.A. Voyager mission description. *Space Science Reviews*. 1977. V. 21, Iss. 2. P. 77-101. DOI: 10.1007/BF00200846

2. Raouafi N.E., Matteini L., Squire J., Badman S.T., Velli M., Klein K.G., Chen C.H.K., Matthaeus W.H., Szabo A., Linton M., Allen R.C., Szalay J.R., Bruno R., Decker R.B., Akhavan-Tafti M., Agapitov O.V., Bale S.D., Bandyopadhyay R., Battams K., Bercic L., Bourouaine S., Bowen T.A., Cattell C., Chandran B.D.G., Chhiber R.,

Cohen C.M.S., D'Amicis R., Giacalone J., Hess P., Howard R.A., Horbury T.S., Jagarlamudi V.K., Joyce C.J., Kasper J.C., Kinnison J., Laker R., Liewer P., Malaspina D.M., Mann I., McComas D.J., Niembro-Hernandez T., Nieves-Chinchilla T., Panasenco O., Pokorny P., Pusack A., Pulupa M., Perez J.C., Riley P., Rouillard A.P., Shi C., Stenborg G., Tenerani A., Verniero J.L., Viall N., Vourlidis A., Wood B.E., Woodham L.D., Woolley T. Parker solar probe: Four years of discoveries at solar cycle minimum. *Space Science Reviews*. 2023. V. 219, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-023-00952-4

3. Saleh J.H., Castet J.F. *Spacecraft reliability and multi-state failures: a statistical approach*. John Wiley & Sons, 2011. 224 p.

4. Saleh J.H., Torres-Padilla J.P., Hastings D.E., Newman D.J. To reduce or to extend a spacecraft design lifetime? *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2006. V. 43, Iss. 1. P. 207-217. DOI: 10.2514/1.10991

5. Tkachenko A.I. Identification of failures in a set of sensors of a spacecraft. *Cosmic Research*. 2011. V. 49, Iss. 2. P. 150-159. DOI: 10.1134/S0010952511020110

6. Alyoshin V.F., Kolobov A.Yu., Petrov J.A. Challenging issues for predicting and validating reliability of sustained spacecraft operation. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 6. P. 31-41. (In Russ.). DOI: 10.7463/0615.0778993

7. Bruskov A.A. Analysis of failures of various spacecraft systems. *Informatsionno-Tekhnologicheskii Vestnik*. 2020. No. 4 (26). P. 34-46. DOI: 10.21499/2409-1650-2020-26-4-34-46

8. Ingrand F.F., Georgeff M.P., Rao A.S. An architecture for real-time reasoning and system control. *IEEE Expert-Intelligent Systems and Their Applications*. 1992. T. 7, Iss. 6. P. 34-44. DOI: 10.1109/64.180407

9. Zelentsov V.A. Potryasaev S.A., Sokolov B.V., Skobtsov V.Yu., Korenyako S.A., Kim D.S., Vakulchik E.N., Kulbak L.I., Nikolaenya E.D., Lapitskaya N.V., Saksonov R.V. Service-oriented distributed software complex for evaluation and multi-criteria analysis of reliability and survivability of on-board equipment of small satellites: Russian and Belarusian segments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 118-129. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-118-129

10. Georgeff M.P., Ingrand F.F. Real-time reasoning: The monitoring and control of spacecraft systems. *Proceedings of the Sixth Conference on Artificial Intelligence for Applications (May, 05-09, 1990, Santa Barbara, CA, USA)*. 1990. P. 198-204. DOI: 10.1109/CAIA.1990.89190

11. Shakhanov A.E. System for emergency transmission of information from automatic spacecraft. Proposal for implementation, possible composition and main characteristics. *Vestnik Vozdushno-Kosmicheskoy Oborony*. 2023. No. 3 (39). P. 78-83. (In Russ.)

12. Kuzin S.V., Zhitnik I.A., Shestov S.V., Bogachev S.A., Ignat'ev A.P., Pertsov A.A., Ulyanov A.S., Reva A.A., Slemzin V.A., Sukhodrev N.K., Ivanov Y.S., Goncharov L.A., Mitrofanov A.V., Popov S.G., Shergina T.A., Solov'ev V.A., Oparin S.N., Zykov A.M. The TESIS experiment on the CORONAS-PHOTON spacecraft. *Solar System Research*. 2011. V. 45, Iss. 2. P. 162-173. DOI: 10.1134/S0038094611020110

13. Kuzin S.V., Bogachev S.A., Zhitnik I.A., Pertsov A.A., Ignatiev A.P., Mitrofanov A.M., Slemzin V.A., Shestov S.V., Sukhodrev N.K., Bugaenko O.I. TESIS experiment on EUV imaging spectroscopy of the Sun. *Advances in Space Research*. 2009. V. 43, Iss. 6. P. 1001-1006. DOI: 10.1016/j.asr.2008.10.021

14. Loto'aniu T.M., Redmon R.J., Califf S., Singer H.J., Rowland W., Macintyre S., Chastain C., Dence R., Bailey R., Shoemaker E., Rich F.J., Chu D., Early D., Kronenwetter J., Todirita M. The GOES-16 spacecraft science magnetometer. *Space Science Reviews*. 2019. V. 215, Iss. 4. DOI: 10.1007/s11214-019-0600-3

15. Glassmeier K.-H., Motschmann U., Dunlop M., Balogh A., Acuña M.H., Carr C., Musmann G., Fornaçon K.-H., Schweda K., Vogt J., Georgescu E., Buchert S. Cluster as a wave telescope – first results from the fluxgate magnetometer. *Annales Geophysicae*. 2001. V. 19, Iss. 10/12. P. 1439-1447. DOI: 10.5194/angeo-19-1439-2001

16. Bogachev S.A., Golovin A.A., Dyatkov S.Yu., Yegorochkin K.A., Kirichenko A.S., Kuzin S.V., Pertsov A.A., Tenenbaum S.M., Shakhanov A.E. A miniaturized space magnetometer for nanosatellite Yarelo № 3. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2023. No. 1 (130). P. 123-134. (In Russ.)

17. Chulliat A., Brown W., Alken P., Beggan C., Nair M., Cox G., Woods A., Macmillan S., Meyer B., Panizza M. The US/UK world magnetic model for 2020-2025. Technical report. 2020. DOI: 10.25923/ytk1-yx35

18. Pertsov A.A., Dyatkov S.Y., Erkhova N.F., Kholodilov A.A., Lykov D.V., Trushina A.A., Chervinsky V.I., Fateev F.V., Grekov A.V., Trifonov A.V., Loboda I.P., Bogachev S.A., Kirichenko A.S. A Telescope for imaging the Sun on board CubeSat small spacecraft. *Instruments and Experimental Techniques*. 2022. V. 65, Iss. 2. P. 326-331. DOI: 10.1134/S0020441222020051

19. Bogachev S.A., Kirichenko A.S., Loboda I.P., Reva A.A. On the possibility to detect particle acceleration regions on the Sun using small devices on Cubsats. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2023. No. 2 (131). P. 104-114. (In Russ.)