

УДК 629.73.05
ББК 39.62

Диагностика состояния и принципы повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космического аппарата

А. И. Заведеев, А. Ю. Ковалев

Аннотация

Рассмотрены различные подходы к проблеме повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космического аппарата на основе принципов оптимизации и реконфигурации с применением вероятностных показателей качества и адаптивной логики в алгоритмах диагностики и контроля.

Ключевые слова: космический аппарат; бортовая система управления; отказоустойчивость; диагностика; контроль; реконфигурация; алгоритм

Построение СУО КА на основе принципов функционального резервирования и реконфигурации

Работа заключалась в создании методов проектирования отказоустойчивых СУО современных и перспективных КА. Разработаны процедуры синтеза, методики и алгоритмы отказоустойчивого управления в сложных технических системах на основе принципов аналитической избыточности, функционального резервирования и реконфигурации. Эффективность предложенных способов и алгоритмов повышения отказоустойчивости подтверждена результатами моделирования на ЭВМ для ряда конкретных технических систем, даны рекомендации по их практическому применению.

Постановка задачи

Проектирование современных и перспективных КА связано с решением проблем оценивания состояния, идентификации характеристик, диагностики систем управления, обеспечивающих работоспособность (живучесть) всей системы при возникновении сбоев и отказов в отдельных подсистемах, блоках, узлах и элементах.

Разработка интегрированной системы управления КА требует применения специальных средств обеспечения отказоустойчивости в процессе их эксплуатации. Под отказоустойчивостью понимают способность системы автоматически восстанавливать

работоспособность при возникновении неисправностей, отказов её элементов, а также нештатных ситуаций. Для обеспечения отказоустойчивости используют принцип избыточности (аппаратурной, аналитической, программной, временной и др.). Основное внимание при обеспечении отказоустойчивости ИСУ следует уделять информационно-измерительной и исполнительно-силовой составляющим. В целях исключения или снижения влияния отказов измерительных и исполнительных устройств на работоспособность системы в целом необходимо установить непрерывный контроль над их функционированием.

Построению отказоустойчивых систем управления посвящены работы [1, 2], а в аналитическом обзоре [3] рассмотрены вопросы повышения надежности систем управления ЛА различных классов в нештатных ситуациях и при возникновении отказов. Решению данной проблемы посвящены научные исследования, проводимые в последнее десятилетие на кафедре «Системы автоматического и интеллектуального управления» МАИ [4–7]. В работе [8] описаны принципы построения отказоустойчивых БСУ аэрокосмических летательных аппаратов.

Одним из возможных способов поддержания работоспособности систем является комплекс мер, получивший название *реконфигурации*. Как отмечалось в работах [6, 7], системы управления, допускающие отказы, по уровню осуществляемого процесса реконфигурации условно можно подразделить на робастные, реконфигурируемые и реструктурируемые.

Актуальным и важным при разработке теории и методов проектирования реконфигурируемых систем управления динамическими объектами представляется применение принципа функционального резервирования, предполагающего, в отличие от аппаратного резервирования, аналитическую и структурную избыточность и построение на их основе резервных контуров управления. Такой подход к проектированию систем управления сложными динамическими объектами, например, многоразовыми космическими транспортными кораблями и орбитальными станциями, обеспечивает максимальную надежность и живучесть системы при заданном уровне допустимых отказов (толерантности).

При проектировании реконфигурируемых систем управления и организации резервных контуров важная роль отводится линейным и нелинейным устройствам восстановления состояния и идентификации характеристик.

Разработка отказоустойчивых алгоритмов при нарушениях, сбоях и потере сигналов в информационном канале

В качестве одного из направлений проводимых исследований рассмотрены задачи прецизионного и высоконадежного управления ориентацией КА. Разработан

соответствующий математический аппарат и предложены процедуры синтеза алгоритмов управления при неполной априорной и искаженной текущей информации, действии неконтролируемых и случайных факторов, сбоях и отказах аппаратуры с использованием принципов оптимизации, реконфигурации и применением вероятностных показателей качества.

Рассмотрен случай линейных динамических систем при наличии различного рода нарушений в информационном канале, который имеет большое практическое значение при решении задач обработки информации в навигации, телеметрии и определении ориентации.

Уравнение состояния имеет вид:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{\Phi}(k+1, k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{w}(k), \quad \mathbf{x}(0), \quad (1)$$

где $\mathbf{w}(k)$ – белый гауссовский шум с нулевым средним значением и корреляционной матрицей $\mathbf{Q}(k)$; $\mathbf{x}(0)$ – случайный, независимый от $\mathbf{w}(k)$, вектор начальных условий с нулевым средним значением и корреляционной матрицей $\mathbf{S}(0)$.

Уравнение наблюдений принимается в виде:

$$\mathbf{y}(k) = \gamma(k)\mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k), \quad (2)$$

где \mathbf{H} -матрица размерности $m \times n$; $\gamma(k)$ величина, принимающая независимо значения 1 (нормальное функционирование) с вероятностью $P(k)$ и 0 (отказ из-за потери сигнала) с вероятностью $1 - P(k)$.

Формулируется утверждение: рекурсивный алгоритм для системы (1) и модели наблюдений (2) эквивалентен случаю псевдоизмерительной системы, описываемой уравнением

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{H}^*(k)\mathbf{x}(k) + \boldsymbol{\varepsilon}(k),$$

где $\boldsymbol{\varepsilon}(k)$ – шум с корреляционной матрицей $\mathbf{W}(k)$;

$$\mathbf{H}^*(k) = P(k)\mathbf{H}(k); \quad \mathbf{W}(k) = \mathbf{H}^*(k)\mathbf{S}^*(k)\mathbf{H}^{*T}(k) + \mathbf{R}(k);$$

$$\mathbf{S}^*(k) = [(1 - P(k))/P(k)]\mathbf{S}(k), \quad \mathbf{S}(k) = \mathbf{M}[\mathbf{x}(k)\mathbf{x}^T(k)].$$

Сигнал на входе оценивающего фильтра представим в виде:

$$\hat{\mathbf{x}}(k/k) = \mathbf{K}_1(k)\hat{\mathbf{x}}(k/k-1) + \mathbf{K}(k)\mathbf{y}(k), \quad (3)$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k/k-1) = \mathbf{x}(k) + \tilde{\mathbf{x}}(k/k-1), \quad (4)$$

где обозначение \sim соответствует ошибке оценивания. Учитывая, что

$$\hat{\mathbf{x}}(k/k) = \mathbf{x}(k) + \tilde{\mathbf{x}}(k/k), \text{ и подставляя (2) и (4) в уравнение (3), получим}$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k/k) = \mathbf{K}_1(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{K}_1(k)\tilde{\mathbf{x}}(k/k-1) + \gamma(k)\mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{K}(k)\mathbf{v}(k),$$

откуда следует выражение для ошибки оценивания

$$\tilde{\mathbf{x}}(k/k) = [\mathbf{K}_1(k) + \gamma(k)\mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k) - \mathbf{I}]\mathbf{x}(k) + \mathbf{K}_1(k)\tilde{\mathbf{x}}(k/k-1) + \mathbf{K}(k)\mathbf{v}(k).$$

В результате приходим к рекурсивной форме оптимальной оценки через обновляющий процесс:

$$\hat{\mathbf{x}}(k/k) = \hat{\mathbf{x}}(k/k-1) + \mathbf{K}(k)[\mathbf{y}(k) - \mathbf{H}^*(k)\hat{\mathbf{x}}(k/k-1)]. \quad (5)$$

Получено следующее выражение для корреляционной матрицы ошибки оценивания:

$$\mathbf{P}(k/k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}^*(k)]\mathbf{P}(k/k-1)[\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}^*(k)]^T + \mathbf{K}(k)\mathbf{W}(k)\mathbf{K}^T(k).$$

Оптимальное [из условия минимума частной производной следа матрицы $\mathbf{P}(k)$] значение матричного коэффициента усиления фильтра находится из формулы:

$$\mathbf{K}(k) = \mathbf{P}(k/k)\mathbf{H}^{*\mathbf{T}}(k)\mathbf{W}^{-1}(k). \quad (6)$$

Окончательно выражение для вычисления корреляционной матрицы примет вид

$$\mathbf{P}(k/k) = \mathbf{P}(k/k-1) - \mathbf{P}(k/k-1)\mathbf{H}^{*\mathbf{T}}(k)[\mathbf{H}^*(k)\mathbf{P}(k/k-1)\mathbf{H}^{*\mathbf{T}}(k) + \mathbf{W}(k)]^{-1} \times \\ \times \mathbf{H}^*(k)\mathbf{P}(k/k-1) \quad (7)$$

при $\mathbf{S}(k) = \mathbf{P}(k/k) + \hat{\mathbf{x}}(k/k)\hat{\mathbf{x}}^T(k/k) = \mathbf{P}(k/k-1) + \hat{\mathbf{x}}(k/k-1)\hat{\mathbf{x}}^T(k/k-1).$

Формулы (5) – (7) составляют алгоритм фильтрации, который применен при определении ориентации КА, управляемого с помощью бесплатформенной астроинерциальной системы, включающей блок интегрирующих датчиков угловой скорости, точный солнечный и звездный приборы, бортовую ЭВМ и блок силовых гироскопов.

Рассмотрены возможности и установлены границы области применения методов оптимальной фильтрации для задач определения точностных характеристик СУО КА. Рекомендуется единая вероятностная гарантирующая постановка задачи оценивания характеристик системы. Особое внимание уделено нелинейному оцениванию с помощью рекуррентных алгоритмов, позволяющих вычислять через доступные измерения полное условное распределение состояния или некоторую частную оценку.

Диагностика состояния и способы поддержания работоспособности системы управления при отказах (принцип реконфигурации)

Системы управления сложными техническими объектами подвержены воздействию таких факторов, как вариации условий функционирования, отказы составляющих элементов и устройств, которые приводят к снижению основных динамических характеристик, а в некоторых случаях и к полной потере работоспособности системы. При разработке надежной отказоустойчивой системы управления или поддержании характеристик на допустимом уровне для таких объектов крайне важно, чтобы возникшие изменения немедленно

определялись и диагностировались для введения корректирующих действий с целью реконфигурации системы и её адаптации к этим изменениям [3]. Контроль, осуществляемый для определения повреждений, называют диагностикой неисправности системы. Система контроля должна решать две основные задачи: обнаружение повреждения и его исключение (ОПИ). Определение неисправности сводится к принятию альтернативного решения: либо всё исправно, либо где-то в системе произошел сбой.

В задаче изоляции неисправности необходимо определить источник неисправности, например, какой датчик, рулевой привод или орган управления получил повреждение. Для реконфигурации системы относительно неисправностей в задаче диагностики необходима их идентификация.

Использование адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики ИСУ КА

Состав бортовой системы управления (БСУ) космического аппарата (КА) определяется установленной аппаратурой и задачами КА. Каждая из подсистем выполняет, в первую очередь, специфические для нее задачи. В данной работе рассматриваются особенности их взаимодействия и работы в части контроля и диагностики системы управления космическим аппаратом.

Невозможность ремонта и постоянного наличия возможности управления с наземных средств в условиях космического полета выявляют острую необходимость разработки методов оперативной оценки состояния КА и максимально автоматизированного исключения отказов.

Контроль состояния производится различными подсистемами, как аппаратными, так и алгоритмическими средствами. Программы функционального контроля разрабатываются с учетом требований, сводящихся к минимизации вероятности формирования ложных отказов, аномалий состояния при одновременном обеспечении оперативной диагностики устройств. Наличие прямых, обратных и перекрестных связей между подсистемами, контурами и блоками существенно усложняет эту задачу.

В очередном сеансе связи в составе телеметрической информации на наземный сегмент передается сообщение:

- о возникшей нештатной ситуации (признаки нештатной ситуации, дополнительные данные о состоянии космического аппарата);
- расширенная информация о предыстории работы системы управления в предотказный период (информация «черных ящиков»);
- о выполненных при парировании отказа операциях;

- о последующем функционировании бортовых систем.

Адаптивный подход к разработке системы контроля и диагностики предусматривает реализацию гибкой логики работы системы, учитывающей фактическое состояние бортовой аппаратуры [9].

Для ряда нештатных ситуаций не предусмотрены алгоритмы автоматической диагностики и парирования средствами СУ, в этом случае целью работы СУ является перевод КА в наиболее безопасный режим, в том числе и выключение СУ, обеспечение наземной группы специалистов максимально полной телеметрической информацией, отсутствие «ложной» диагностики исправных приборов.

Категории тяжести последствий отказов БКУ определяются путем формирования перечней отказов с одинаковым уровнем тяжести последствий и с учетом суммарной вероятности возникновения этих отказов. Отказы, приводящие к потере космического аппарата, в соответствии с ГОСТ 27.310-95 должны быть оперативно парированы либо с помощью аппаратных, либо программных средств.

В состав БСУ КА входят несколько взаимосвязанных подсистем, выполняющих определенные задачи, которые требуют осуществления непрерывного контроля.

Каждая подсистема решает свои задачи:

- функциональное программное обеспечение (ФПО) задает режимы работы КА, целевые циклограммы управления БСУ КА; в состав ФПО входят системы управления движением, стабилизации, информационного обеспечения, формирования телеметрии, терморегулирования, управления двигательной установкой, целевой аппаратурой и др. в зависимости от назначения КА;

- бортовая операционная система (БОС) обеспечивает работу вычислительного ядра (ВЯ);

- система организации вычислительного процесса (СОВП) распределяет вычислительные ресурсы между подсистемами ФПО;

- драйверы центрального процессора (ЦП) и процессора ввода-вывода (ПВВ) обеспечивают передачу информации на шины мультиплексного канала обмена (МКО) и формирование внешних управляющих сигналов.

При возникновении диагностированного функционального отказа возможны следующие действия, предпринимаемые алгоритмами контроля и диагностики [10].

Смена аппаратной конфигурации системы происходит без прерывания штатного функционирования (использование горячего резерва) [11].

Аппаратная реконфигурация системы осуществляется с ограниченным прерыванием штатной циклограммы работы (использование холодного резерва или работа с неполным использованием аппаратуры).

Основным средством по предупреждению (снижению) тяжести последствий отказов БКУ является резервирование цепей управления или информационного обмена БКУ, когда первый, а в цифровых вычислителях 2-й и 3-й отказы, парируются и не влияют на исправное функционирование бортовых систем КА.

Производится перевод космического аппарата в один из специальных режимов исключения отказа, обеспечивающих безопасное функционирование КА.

При разработке алгоритмов контроля и диагностики на основе анализа отдельных каналов и устройств с учетом имеющихся аппаратных резервов выявляется список критических отказов и формируется оценка их важности. Строятся диаграммы состояния [10,11], временные циклограммы режимов управления, на математических стендах моделируются типовые отказы. Разработанные диаграммы и набор оценок важности отказов определяют структуру программного обеспечения (ПО). Одновременно учитывается накопленный опыт эксплуатации КА подобного назначения и аппаратного состава.

После определения факта отказа и причины отказа (отказавшего элемента) необходимо предпринять определенные действия для восстановления работоспособности системы – произвести реконфигурацию. Обычно это введение резерва: структурного или функционального. Рассмотрим некоторые примеры резервирования в системах управления полетом.

Пример 1. Большинство систем строятся с использованием алгоритмов адаптации, т.е. с изменением параметров в зависимости, например, от режима работы. Угловые скорости измеряются штатно с гироскопических измерителей вектора угловой скорости. В случае отсутствия калибровок можно перейти на повышенные пороги контроля. Расчетные значения будут отличаться от фактических, что может привести к ухудшению характеристик системы, однако во многих случаях, особенно при функциональном резервировании, это неизбежно.

Пример 2. Диагностика измерителей систем управления является сложной задачей – правильность работы датчиков в замкнутом контуре можно установить однозначно только с использованием дополнительных источников информации. Так, для диагностики гироскопических измерителей в КА используются астродатчики совместно с алгоритмами опознавания кадра звездного неба. В случае отказа гироскопов астродатчики могут быть использованы для получения информации об угловом положении КА.

Пример 3. Контроль показаний датчиков (СТР, СЭП и т. д) осуществляется по критериям определения достоверности показаний путём сравнения поканальных измерений, структуры изменения сигналов во времени, соответствия показаний выданным командам управления.

Пример 4. Контроль состояния вычислительного ядра осуществляется как с помощью встроенных систем контроля вычислительного ядра, так и путём обеспечения контроля функций непрерывности и допустимости управляющих воздействий (заданная ориентация, команды управления ДУ) исполнительными органами.

В целях контроля состояния КА между подсистемами вводятся дополнительные связи. Например, при обнаружении неисправности или проведении диагностики состояния вычислительного ядра блокируется диагностика смежных систем, что исключает ложную диагностику устройств по недостоверной информации.

Разработаны и реализованы различные алгоритмы и циклограммы восстановления работоспособности, обеспечивающие функционирование КА при отказах и повышающие коэффициент готовности КА [11]. Поддерживать функционирование КА позволяет использование дополнительных бортовых алгоритмов (имитаторов неисправной аппаратуры) или переход на жесткие циклограммы управления без обратной связи при исправной работе устройств и кратковременных сбоях в линиях связи.

С учетом сложности прогнозирования возможных комбинаций отказов и высокой трудоёмкости разработки алгоритмов общей системы контроля (по сравнению с алгоритмами управления в штатном случае) на этапе разработки предусмотрены резервы для загрузки дополнительного ПО с целью адаптации БСУ. Интегральным показателем качества контроля и диагностики является эффективность функционирования КА, т. е. выполнения предписанных функций.

Заключение

Разработанные алгоритмы диагностики реализованы в составе ПО БСУ КА и успешно прошли лётно-конструкторские испытания на связном КА «Экспресс-МД1». Предлагаемый авторами подход к разработке функционального ПО с возможностью адаптации к условиям работы КА позволил существенно повысить живучесть КА, эксплуатирующихся на эллиптических орбитах. В настоящее время расширенная система контроля и диагностики КА научного назначения серии «Спектр-Р» обеспечивает функционирование КА вне сеансов связи с КА, проводящихся не чаще одного раза в сутки.

Список литературы

1. Колодежный Л. П., Чернодаров А. В. Надежность и техническая диагностика. М.: Изд. ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина. 2010. – 452 с.
2. Гришин Ю. П., Казаринов Ю. М. Динамические системы, устойчивые к отказам. М.: Радио и связь. 1985. – 176 с.
3. Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Силаев А. В. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах. Автоматика и телемеханика. 1996, № 1. С. 3–20.
4. Заведеев А. И. Разработка алгоритмов для отказоустойчивых систем управления аэрокосмическими летательными аппаратами // Труды VIII-го международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». Алушта. Изд-во МАИ. 1999. С. 344–345.
5. Глинский В. А., Заведеев А. И., Моисеенко В. Е. Разработка отказоустойчивых алгоритмов для аэрокосмических систем с применением принципов идентификации и аналитической избыточности. – Там же. М.: Изд-во Научтехлитиздат. 2000. С. 335–337.
6. Глинский В. А., Заведеев А. И., Моисеенко В. Е. Алгоритмическое обеспечение отказоустойчивых аэрокосмических систем на базе принципов функционального резервирования и реконфигурации. – Там же. М.: Изд-во МИФИ. 2001. С. 235–236.
7. Глинский В. А., Заведеев А. И., Моисеенко В. Е. Разработка методов проектирования отказоустойчивых систем управления и навигации аэрокосмических летательных аппаратов на базе принципов функционального резервирования и реконфигурации. Авиакосмическое приборостроение. 2002, № 4. С. 35–38.
8. Заведеев А. И. Принципы построения отказоустойчивых систем управления ориентацией аэрокосмических летательных аппаратов. Мехатроника, автоматизация, управление. 2011, № 6. С. 69–74.
9. Шибанов Г. П. Контроль функционирования больших систем. – М.: Машиностроение, 1978. – 586 с.
10. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 652 с.

11. Ковалёв А. Ю., Шатский М. А. Метод построения ориентации космического аппарата, заданной относительно солнца, с использованием дискретного датчика. Труды XVIII-го Международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации». Алушта. М.: Изд-во МИРЭА, 2009. – С. 148.

Сведения об авторах:

Заведеев Аркадий Иванович, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н., тел.: (495) 949-93-70; E-mail:

verazavedeeva@qwertyru.ru

Ковалёв Алексей Юрьевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: +7-916-812-8769, E-mail: alexeykoval@gmail.com