

А. И. Заведеев, канд. техн. наук, доц., ark.zavedeev@gmail.com,
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Построение бортовой системы управления космическим аппаратом повышенной отказоустойчивости с применением адаптивной логики в алгоритмах диагностики и контроля

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

Одной из проблем является синтез алгоритмов управления космическим аппаратом при неполной априорной и искаженной текущей информации, действии неконтролируемых и случайных факторов, сбоях и отказах аппаратуры, потере сигналов в информационном канале.

Рассмотрены способы диагностики отказов, в частности, проблема исключения неисправностей датчиков и силовых приводов.

Синтезирована структура бортовой системы и обоснованы алгоритмы управления, обеспечивающие робастную устойчивость и отказоустойчивость при наличии возмущающих факторов.

Обсуждаются вопросы повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космическим аппаратом на основе реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах диагностики и контроля.

Описываются приборный состав и режимы работы системы управления ориентацией, особенности моделирования, указываются методы динамического исследования и компьютерной имитации, использованные в процессе проектирования.

Предложены алгоритмы управления, диагностики и реконфигурации бортового комплекса для навигационных, связанных, геодезических спутников, а также спутников дистанционного зондирования Земли в процессе продолжительной эксплуатации (более 10 лет) в условиях космического полета.

Система контроля должна решать две задачи: обнаружение и устранение неисправностей. Принятая математическая модель системы исследуется с применением аналитического резервирования. Формируются разностные сигналы, которые возникают при появлении неисправностей. На основе анализа разностных сигналов с помощью решающих правил устанавливается характер отказа и принимаются меры по его устранению.

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

Эффективность предложенных способов и алгоритмов подтверждена результатами математического моделирования для ряда конкретных технических систем. Даны рекомендации по их практическому применению.

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

Введение

Системы управления сложными техническими объектами подвержены воздействию таких факторов, как вариации условий функционирования, отказы составляющих устройств и элементов, 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 проведения корректирующих действий в целях адаптации системы к этим изменениям.

Построению отказоустойчивых систем управления посвящены работы [1, 2], а в ана-

литическом обзоре [3] рассмотрены вопросы повышения надежности систем управления ЛА различных классов в нештатных ситуациях и при возникновении отказов. Решению проблемы построения отказоустойчивых бортовых систем управления (БСУ) аэрокосмических летательных аппаратов посвящены научные исследования, проводимые на кафедре "Системы автоматического и интеллектуального управления" МАИ [4, 5].

Постановка задачи

Проектирование современных и перспективных космических аппаратов (КА) связано с решением проблем оценивания состояния, идентификации характеристик, диагностики систем управления, обеспечивающих рабо-

тоспособность (живучесть) всей системы при возникновении сбоев и отказов в отдельных подсистемах, блоках и элементах.

В настоящее время за рубежом уделяют большое внимание проблеме повышения отказоустойчивости управления движущимися объектами, в частности, аэрокосмическими летательными аппаратами на основе методов компьютерной диагностики с применением аналитической избыточности, функционального резервирования и адаптивной реконфигурации [6, 7].

В связи с этим весьма актуальна задача построения высоконадежной системы управления КА с применением адаптивной логики в алгоритмах диагностики и контроля, обеспечивающей отказоустойчивость бортового комплекса в условиях космического полета.

Разработка интегрированной системы управления (ИСУ) КА требует применения специальных средств обеспечения отказоустойчивости в процессе их эксплуатации. Под отказоустойчивостью понимают способность системы автоматически восстанавливать работоспособность при возникновении неисправностей, отказов ее 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.

Одним из возможных способов поддержания работоспособности систем является комплекс мер, получивший название *реконфигурации*. Как отмечалось в работах [4, 5], 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.

Рассматривается одна из важных проблем, связанных с разработкой систем управления ориентацией (СУО) навигационных, связанных, геодезических спутников, а также КА дистанционного зондирования Земли с большим сроком активного существования (более 10 лет) в процессе длительной эксплуатации в условиях космического полета.

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.

Рассмотрим 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

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

где $\mathbf{w}(k)$ — белый гауссовский процесс 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 $\mathbf{v}(k)$ — гауссовский шум с нулевым средним и корреляционной матрицей $\mathbf{R}(k)$; $\mathbf{H}(k)$ — 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 $1 - P(k)$.

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 $\mathbf{W}(k)$;

$$\mathbf{H}^*(k) = P(k)\mathbf{H}(k);$$

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

$$\mathbf{S}^*(k) = [(1 - P(k))/P(k)]\mathbf{S}(k);$$

$$\mathbf{S}(k) = \mathbf{M}[\mathbf{x}(k)\mathbf{x}^\top(k)].$$

Сигнал на выходе оценивающего фильтра представим в виде

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

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

где обозначение \sim соответствует ошибке оценивания. Учитывая, что $\tilde{\mathbf{x}}(k/k) = \mathbf{x}(k) + \tilde{\mathbf{x}}(k/k)$, и подставляя выражения (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:

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

Здесь \mathbf{I} — единичная матрица соответствующей размерности.

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:

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

Оптимальное (из условия минимума частной производной следа матрицы $\mathbf{P}(k)$) значение матричного коэффициента усиления фильтра находится по формуле

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

Окончательно выражение для вычисления корреляционной матрицы имеет вид

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

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

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 ЦВМ и блок силовых гироскопических приборов.

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

Для обеспечения надежного функционирования системы управления КА необходимо непрерывно осуществлять диагностику состояния. Система контроля должна решать задачи обнаружения неисправностей и их исключения. При этом применяется принцип аналитического резервирования, основанный на принятой математической модели системы. Процесс диагностики включает три этапа:

- формирование разностных сигналов, которые возникают при появлении неисправностей или повреждений;
- установление характера отказа и принятие решения на основе анализа разностных сигналов с применением решающих функций и решающих правил. Допустимо применение методов теории статистических решений или контроль пороговых значений текущих переменных;
- исключение неисправности по группе разностных сигналов.

Совокупность разностных сигналов формируется согласно динамическим уравнениям СУО КА с помощью пространства совпадений или соответствий. В качестве базовых рассматриваются сигналы на выходе датчиков и входные сигналы исполнительных приводов. Для обнаружения повреждения достаточно одного разностного сигнала, однако для его исключения требуется структурируемая разностная совокупность либо разностный вектор, фиксированный в направлении заданных повреждений в пространстве соответствий. Каждому отказу в диагностируемой модели соответствует заданный признак.

Рассмотрим следующую модель контролируемой системы:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \mathbf{R}_1\mathbf{f}(k);$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}\mathbf{u}(k) + \mathbf{R}_2\mathbf{f}(k),$$

где $\mathbf{x}(k) \in R^n$ — вектор состояния; $\mathbf{y}(k) \in R^m$ — выходной вектор; $\mathbf{u}(k) \in R^r$ — входной вектор (управление); \mathbf{A} , \mathbf{B} , \mathbf{C} , \mathbf{D} , \mathbf{R}_1 , \mathbf{R}_2 — известные матрицы соответствующих размерностей; $\mathbf{f}(k) \in R^q$ — вектор повреждений с элементами $f_i(k)$ ($i = 1, 2, \dots, q$), представляющими отдельные неисправности системы. Характеристики

неисправностей будем считать неизвестными функциями времени. Система "вход—выход" описывается выражением

$$\mathbf{y}(z) = \mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z) + \mathbf{G}_f(z)\mathbf{f}(z),$$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{G}_u(z) &= \mathbf{C}(z\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B} + \mathbf{D}; \\ \mathbf{G}_f(z) &= \mathbf{C}(z\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{R}_1 + \mathbf{R}_2. \end{aligned}$$

Важную роль в данном процессе играет способ формирования разностей. При возникновении неисправностей одна или более разностей должны принять немалое значение, следовательно, принцип заключается в сравнении результатов измерений с априорной информацией через разности и их анализ.

В общем случае формирователь разностей можно описать следующим выражением:

$$\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_u(z)\mathbf{u}(z) + \mathbf{H}_y(z)\mathbf{y}(z),$$

где $\mathbf{H}_u(z)$, $\mathbf{H}_y(z)$ — матрицы передаточных функций, реализуемые в линейных устойчивых системах. Разность должна равняться нулю при отсутствии неисправности и в случае неопределенности

$$\mathbf{r}(z) = \mathbf{0}; \mathbf{y}(z) = \mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z).$$

Синтез заключается в выборе передаточных матриц $\mathbf{H}_u(z)$, $\mathbf{H}_y(z)$, удовлетворяющих условию $\mathbf{H}_u(z) = -\mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_u(z)$.

При возникновении неисправности вектор разностей принимает вид

$$\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_f(z)\mathbf{f}(z).$$

При повреждении i -го элемента i -й столбец передаточной матрицы $\{\mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_f(z)\}$ должен быть ненулевым в переходном и в установившемся режимах, т. е. $\{\mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_f(z)\}_i \neq 0$.

Важными моментами являются отключение неисправного элемента и устранение неисправности. Несмотря на то что для обнаружения неисправности достаточно единственного разностного сигнала, для ее исключения требуется совокупность (вектор) разностей, которая формируется одним из двух способов.

1. Структурируемая разностная совокупность: для образования совокупности разно-

стей каждая из них должна быть чувствительна к некоторым из группы повреждений.

2. Направленные разностные векторы: разностный вектор должен быть зафиксирован в направлении заданных неисправностей в пространстве паритетов. Базисом для исключения отказа является обозначение (сигнатура) отказа, т. е. признак диагностируемой модели, определяющий влияние отказов. Каждое обозначение должно относиться только к определенной неисправности.

Проблемы исключения неисправностей датчика и силового привода сводятся к разрешению системы уравнений:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \mathbf{f}_{\text{СП}}(k); \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}\mathbf{u}(k) + \mathbf{f}_{\text{Д}}(k) \end{aligned}$$

или

$$\mathbf{y}(z) = \mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z) + \mathbf{G}_{\text{СП}}(z)\mathbf{f}_{\text{СП}}(z) + \mathbf{f}_{\text{Д}}(z),$$

где $\mathbf{f}_{\text{Д}}(z)$, $\mathbf{f}_{\text{СП}}(z)$ — векторы неисправностей в датчике и в силовом приводе соответственно.

При неисправностях в датчике вектор разностей примет вид: $\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_y(z)\mathbf{f}_{\text{Д}}(z)$, где матрица $\mathbf{H}_y(z)$ выбирается из специфических требований. Для исключения неисправности i -го датчика $\mathbf{r}(z)$ выбирают из условия обнуления i -го столбца $\mathbf{H}_y(z)$. Если матрица $\mathbf{H}_y(z)$ является диагональной, то каждая разность определяется специфической неисправностью датчика. Единственное ограничение на $\mathbf{H}_y(z)$ заключается в требованиях физической осуществимости и устойчивости. Поскольку $\mathbf{H}_y(z)$ выбирают произвольно, то неисправность датчика можно всегда исключить.

При неисправностях силового привода имеем $\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_{\text{СП}}(z)\mathbf{f}_{\text{СП}}(z)$. В некоторых случаях определить $\mathbf{H}_y(z)$ затруднительно, и для исключения неисправностей силового привода можно применить методы теории фильтрации, а также принцип наблюдателя Люэнбергера или фильтра Калмана для оценки неизвестного входного сигнала.

Очевидно, надежность системы контроля должна превосходить надежность исходной системы. Основной проблемой на пути достижения прогресса и повышения надежности проведения диагностики является грубость относительно моделируемых неопределенностей. Это понятие означает степень независимости

характеристик системы контроля от ошибок моделирования и неизвестных (неизмеряемых) возмущений. Если в процессе диагностики используют точные модели, и характеристики всех возмущений известны, то проблема грубости контролируемой системы представляется тривиальной. Однако на практике неопределенности при моделировании неизбежны. Повреждения и неопределенности оказывают влияние на разностные сигналы, но определить их воздействие в отдельности затруднительно. Задача разработчиков заключается в создании такой грубой системы контроля, которая гарантирует нечувствительность разностей к неопределенностям (грубость), но в то же время обеспечивает чувствительность к отказам.

Наиболее эффективным способом достижения грубости процесса диагностики является разделение возмущающих воздействий. В этом случае все неопределенности рассматривают как составляющие возмущений, действующих на динамическую модель вида

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \mathbf{E}_1\mathbf{d}(k) + \mathbf{R}_1\mathbf{f}(k); \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}\mathbf{u}(k) + \mathbf{E}_2\mathbf{d}(k) + \mathbf{R}_2\mathbf{f}(k). \end{aligned}$$

Уравнение "вход—выход" можно записать в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{y}(z) &= \mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z) + \mathbf{G}_d\mathbf{d}(z) + \mathbf{G}_f(z)\mathbf{f}(z), \\ \mathbf{G}_d(z) &= \mathbf{C}(z\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} + \mathbf{E}_1 + \mathbf{E}_2, \end{aligned}$$

где $\mathbf{E}_1\mathbf{d}(z)$, $\mathbf{E}_2\mathbf{d}(z)$ — неопределенности, действующие в системе; $\mathbf{d}(k)$ — неизвестные возмущения; \mathbf{E}_1 , \mathbf{E}_2 — известные матрицы возмущений (представлены столбцами). Это пример структурированной неопределенности. В этом случае систему можно представить в виде

$$\mathbf{y}(z) = \{\mathbf{G}_u(z) + \Delta\mathbf{G}_u(z)\}\mathbf{u}(z) + \{\mathbf{G}_f(z) + \Delta\mathbf{G}_f(z)\}\mathbf{f}(z),$$

а разностный сигнал записывается как

$$\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_y(z)\{\mathbf{G}_f(z) + \Delta\mathbf{G}_f(z)\}\mathbf{f}(z) + \mathbf{H}_y(z)\Delta\mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z).$$

Для неструктурируемых неопределенностей, описываемых величинами $\Delta\mathbf{G}_u(z)$ и $\Delta\mathbf{G}_f(z)$, очень трудно обеспечить грубость при формировании разностных сигналов. Один из путей решения этой задачи заключается в аппроксимации структуры неопределенности, напри-

мер, выборе возмущений, отделенных от разностных сигналов.

Разработку методом формирования грубых разностных сигналов можно отнести к группе активных методов. При данном подходе влияние неопределенностей на разности снижается, а вместе с тем влияние повреждений на разности возрастает. Увеличения грубости диагностики можно достичь на стадии принятия решения (пассивный способ). Ситуация, в которой целиком выполняются условия грубости при формировании разностных сигналов, встречается крайне редко по причине параметрических неопределенностей, действия возмущений и помех. В особенности это касается неструктурируемой неопределенности. Следовательно, необходимо обеспечить достаточную грубость не только на стадии формирования разности, но также и на стадии оценивания разности (шаг к принятию решения). Цель грубого оценивания разности заключается в возможности уверенного принятия решения в случае ложной тревоги (достаточно малом уровне появления тревоги). Этой цели можно добиться несколькими способами, например, посредством обработки статистических данных, осреднением, корректированием или надлежащим выбором порога срабатывания.

Общий подход к принятию решения относительно повреждения заключается в определении нулевого порога, при котором сравниваются решающие функции. Обычно используют фиксированные пороги. Если решающий сигнал превышает порог, то регистрируется повреждение. При выборе фиксированного порога чувствительность к повреждениям будет снижаться, если порог выбран слишком большим, в то время как уровень ложной тревоги будет слишком большим, если порог выбран заниженным. Это является наиболее тонким моментом. При наличии неопределенностей в системе разностный сигнал флуктуирует с изменением входных сигналов даже в случае отсутствия повреждений. При выполнении маневров объекта эти изменения могут быть достаточно большими и не фиксируются порогом, который обеспечивает контроль при допустимом уровне ложной тревоги. Для повышения грубости в такой ситуации возможно использование порога, изменяющегося в зависимости от свойств объекта. Здесь проблема грубости связана с принятием решения в ситуации с неопределенными разностными сигналами. Успех диагностической процедуры зависит

от требуемого уровня толерантности и выбора адекватной модели динамической системы.

Использование адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики ИСУ КА

Состав бортовой системы управления КА определяется установленной аппаратурой и выполняемыми задачами. Каждая из подсистем выполняет, в первую очередь, свои специфические задачи. В данной работе рассматриваются особенности их взаимодействия и работы в части контроля и диагностики системы управления КА.

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

Контроль состояния проводится 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 КА);
- расширенная информация о предыстории работы системы управления в предотказный период (информация "черных ящиков");
- сообщение о выполненных при парировании отказа операциях;
- сообщение о последующем функционировании бортовых систем.

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

Для ряда нештатных ситуаций не предусмотрены алгоритмы автоматической диагностики и парирования средствами системы управ-

ления, в этом случае целью работы системы управления является перевод КА в наиболее безопасный режим, в том числе и выключение системы, обеспечение наземной группы специалистов максимально полной телеметрической информацией, отсутствие "ложной" диагностики исправных приборов.

Категории тяжести последствий отказов бортового комплекса управления определяются путем формирования перечней отказов с одинаковым уровнем тяжести последствий и с учетом суммарной вероятности возникновения этих отказов. Отказы, приводящие к потере КА, в соответствии с ГОСТ 27.310—95 должны быть оперативно парированы 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 обеспечивает работу вычислительного ядра;
- система организации вычислительного процесса распределяет вычислительные ресурсы между подсистемами ФПО;
- драйверы центрального процессора и процессора ввода—вывода обеспечивают передачу информации на шины мультиплексного канала обмена и формирование внешних управляющих сигналов.

При возникновении диагностированного функционального отказа возможны следующие действия, предпринимаемые алгоритмами контроля и диагностики [8]:

- смена аппаратной конфигурации системы, которая происходит без прерывания штатного функционирования (использование горячего резерва) [9];
- аппаратная реконфигурация системы, которая осуществляется с ограниченным прерыванием штатной циклограммы работы (использование холодного резерва или работа с неполным использованием аппаратуры).

Основным средством по предупреждению (снижению) тяжести последствий отказов бортового командного устройства (БКУ) является резервирование цепей управления или информационного обмена БКУ, когда первый, а в цифровых вычислителях — второй и третий отказы, парируются и не влияют на исправное функционирование бортовых систем КА.

Осуществляется перевод КА 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 [8, 9], 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 — провести реконфигурацию. Обычно это введение резерва, структурного или функционального. Рассмотрим некоторые примеры резервирования в системах управления полетом.

Примеры контроля и диагностики отказов

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 на 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 (система терморегулирования, система электропитания и т. д.) осуществляется по критериям определения достоверности показаний путем сравнения измерений в отдельных каналах, 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 путем обеспечения контроля функций непрерывности и допустимости управляющих воздействий (заданная ориентация, команды управления двигательной установкой) 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 [9]. 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 трудоемкости разработки алгоритмов общей системы контроля (по сравнению с алгоритмами управления в штатном случае) на этапе разработки предусмотрены резервы для загрузки дополнительного ПО в целях 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 летно-конструкторские испытания на связном КА "Экспресс-МД1". Предлагаемый 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-во 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. 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.
5. Заведеев А. И. Принципы построения отказоустойчивых систем управления ориентацией аэрокосмических летательных аппаратов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 6. С. 69–74.
6. Paolo Castaldi, Nikola Mimmo, Silvio Simani. Fault diagnostic and fault tolerant control strategies for aerospace systems // Proc. of 3-rd Conference on Control and Fault-Tolerant Systems. Pub. IEEE. No. 16449232. Spain. 2016. P. 2269–2274.
7. Dan Ye, Shengping Luo, Junlong Wang. Two step fault-tolerant controller design for linear time-delay systems with adaptive mechanism // Proc. of 42-nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. IECON. 2016. P. 6812–6817.
8. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 652 с.
9. Заведеев А. И., Ковалев А. Ю. Построение бортовой системы управления космического аппарата повышенной надежности на базе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 11. С. 67–70.

Construction of Highfailurestable Spacecraft Control System with Apply to Adaptive Logic in Diagnostic and Testing Algorithms

A. I. Zavedeev, ark.zavedeev@gmail.com,

Moscow aviation institutional (national research university), Moscow, 125993, Russian Federation

Corresponding author: **Zavedeev Arkadiy I.**, Associate Professor (Reader), PhD,
Moscow aviation institutional (national research university),
Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: ark.zavedeev@gmail.com

Accepted on June 19, 2018

Different approaches to problem of improving onboard spacecraft control system failurestable on base principles of analytical excess, optimization and reconfiguration with using probability index and adaptive logic in diagnostic and testing algorithms are considered.

One of problem is synthesis of spacecraft control system algorithms with incomplete apriory and distorted current information, action of uncontrolled and random factors, equipment failures and signal loss in information channel.

Ways of failure diagnostic are examined, in particular, problem excluding of failures sensors and power drives.

Onboard attitude control system is synthesized and control algorithms are chosen, which guarantee robust stability and failure stability in presence indignant factors.

Questions of onboard spacecraft control system failurestable improving are discussed on base reconfiguration with apply to adaptive logic in diagnostic and testing algorithms.

The features of simulation are described on instrumental structure and operational modes of the attitude control system, the methods of dynamic research and computer simulation utilized during designing are indicated.

Onboard complex control algorithms, diagnostic and reconfiguration are proposed for navigation, communication, geodesy satellites and earth inspectoral vehicles with prolonged utilization (more 10 years) in space flight conditions.

Testing system have to decide two problem: discovering and eliminating faults. The mathematical system model is researching with implementation of analytic reserving. Difference signals are formed, which arise at fault appearance. The failure character is established by deciding rules on base difference signals and measures to it eliminating are took.

The adaptive approach to development testing and diagnostic systems provide for realization of flexible logic of control system function to take into account factual onboard equipment state.

The effectiveness of prepositional approaches and algorithms is confirmed by mathematical modeling results for several actual technical systems.

Recommendations to their practical applications are gave.

Keywords: spacecraft, onboard control system, failurestable, diagnostic, damage, testing, reconfiguration, algorithm

For citation:

Zavedeev A. I. Construction of Highfailurestable Spacecraft Control System with Apply to Adaptive Logic in Diagnostic and Testing Algorithms, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 10, pp. 664–672.

DOI: 10.17587/mau.19.664-672

References

1. **Kolodeznyi L. P., Tchernodarov A. V.** *Nadezhnost' i tehničeskaja diagnostika* (Reliability and technical diagnostic), Moscow, Pub. Acad. name N. E. Jukovskogo and Y. A. Gagarina, 2010, 452 p. (in Russian).

2. **Grishin Y. P., Kazarinov Y. M.** *Dinamičeskie sistemy, ustojčivye k otkazam* (Failurestable dynamic system), Moscow, Radio i svjaz', 1985, 176 p. (in Russian).

3. **Zemlyakov S. D., Rutkovskiy V. Y., Silaev A. V.** *Rekonfiguracija sistem upravlenija letatel'nyh apparatami pri otkazah* (Reconfiguration of aircraft control system subjected to failures), *Avtomatika i Telemekhanika*, 1996, no.1, pp. 3–20 (in Russian).

4. **Glin'skiy V. A., Zavedeev A. I., Moiseyenko V. E.** *Razrabotka metodov proektirovanija otkazoustojčivyyh sistem upravlenija i navigacii ajerokosmičeskikh letatel'nyh apparatov na baze principov funkcional'nogo rezervirovanija i rekonfiguracii* (The development of methods design of failurestable control and navigation system for aerospace vehicles on base functional reservation principles and

reconfiguration), *Aviakosmičeskoe Priborostroenie*, 2002, no. 4, pp. 35–38 (in Russian).

5. **Zavedeev A. I.** *Principy postroenija otkazoustojčivyyh sistem upravlenija orientaciej ajerokosmičeskikh letatel'nyh apparatov* (Principles of design aerospace craft failurestable control orientation systems), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2011, no. 6, pp. 69–74 (in Russian).

6. **Paolo Castaldi, Nikola Mimmo, Silvio Simani.** Fault diagnostic and fault tolerant control strategies for aerospace systems, *Proc. of 3-rd Conference on Control and Fault-Tolerant Systems. Pub. IEEE*, no. 16449232, Spain, 2016, pp. 2269–2274.

7. **Dan Ye, Shengping Luo, Junlong Wang.** Two step fault-tolerant controller design for linear time-delay systems with adaptive mechanism, *Proc. of 42-nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. IECON*. 2016. Pp. 6812–6817.

8. **Mikrin E. A.** *Bortovye komplekсы upravlenija kosmičeskimi apparatami i proektirovanie ih programmnogo obespečenija* (The onboard spacecraft control system and its software), Moscow, Publishing house of MGTU name N. E. Bauman, 2003, 652 p. (in Russian).

9. **Zavedeev A. I., Kovalev A. Y.** *Postroenie bortovoj sistemy upravlenija kosmičeskogo apparata povyšhennoj nadezhnosti na baze principa rekonfiguracii s primeneniem adaptivnoj logiki v algoritmah kontrolja i diagnostiki* (Design of onboard highreliability spacecraft control system on base principles of reconfiguration with using adaptive logic in control and diagnostic algorithms), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2011, no. 11, pp. 67–70 (in Russian).