

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

Повышение надежности системы управления космическим аппаратом на основе грубых моделей диагностики и принципа разделения в пространстве паритетов

Обсуждаются различные направления построения высоконадежной интегрированной системы управления космическим аппаратом на основе грубых моделей диагностики и принципа разделения возмущений в пространстве паритетов. Рассмотрены проблемы синтеза алгоритмов управления космическим аппаратом при неполной априорной и искаженной текущей информации, действии неконтролируемых и случайных факторов, потерях информации и отказах аппаратуры. Синтезирована структура бортовой системы управления ориентацией космического аппарата и выбраны алгоритмы управления, гарантирующие робастную устойчивость и отказоустойчивость при наличии возмущающих факторов и повреждений. Описываются приборный состав и режимы функционирования системы управления ориентацией. Приводятся методы исследования динамики, компьютерные технологии, особенности моделирования. Разработаны алгоритмы диагностики и реконфигурации бортового комплекса для связных, навигационных, геодезических спутников, спутников дистанционного зондирования Земли в режиме длительной эксплуатации в условиях космического полета. Процедура контроля включает два этапа: обнаружение и устранение повреждений. Заданная математическая модель системы исследуется в пространстве паритетов через разностные сигналы, которые возникают при появлении повреждений. По разностным сигналам с помощью решающих правил устанавливается характер отказа и принимаются меры по его устранению. Обсуждаются вопросы повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космическим аппаратом на основе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики. Применение адаптации обеспечивает гибкую логику управления системой в условиях изменяющейся обстановки. Особое внимание уделено проблеме влияния подвижности жидкого топлива реактивных двигателей на динамические характеристики и точность бортовой системы управления ориентацией космического аппарата. Эффективность предложенных способов управления и алгоритмов подтверждена результатами математического моделирования для ряда конкретных технических систем. Даны рекомендации по их практическому применению.

Ключевые слова: космический аппарат, система управления ориентацией, контроль, диагностика, отказоустойчивость, избыточность, разностный сигнал, паритет, алгоритм

Введение

Системы управления современными аэрокосмическими объектами в процессе эксплуатации подвержены воздействию таких факторов, как изменения условий функционирования, аномальные явления, приводящие к нештатным ситуациям, снижению основных динамических характеристик, а в отдельных случаях и к полной потере работоспособности системы. Причинами таких ситуаций могут являться нежесткость конструкции, перемещения подвижных элементов, столкновения с инородными телами, повреждения в системе управления ориентацией (СУО). Последние связаны с проблемами, возникающими в результате потерь при передаче измерительной информации, нелинейностей в приводах гиросиловых исполнительных органов, временного запаздывания при измерении углового положения объекта и формировании управляющих моментов. При разработке системы управления сложными техническими объектами повышенной отказоустойчивости для

поддержания динамических характеристик на допустимом уровне крайне важно, чтобы эти изменения немедленно фиксировались и диагностировались для принятия адекватных корректирующих действий в целях реконфигурации системы и ее адаптации к этим изменениям. Решению проблемы создания отказоустойчивых бортовых систем управления аэрокосмическими летательными аппаратами посвящены исследования, проводимые на кафедре "Системы автоматического и интеллектуального управления" МАИ [1].

Постановка задачи

Разработка интегрированной системы управления современными и перспективными аэрокосмическими летательными аппаратами требует применения специальных средств для обеспечения их живучести в процессе эксплуатации.

Контроль, осуществляемый для обнаружения неисправностей, называют диагностикой отказов системы. Очевидно, надежность диа-

гностической системы должна превосходить надежность тестируемой системы. Система контроля должна решать две задачи: обнаружение неисправности и её исключение. Первая задача решается на основе принципа идентификации характеристик и сводится к принятию альтернативного решения о состоянии системы. Для решения второй задачи необходимо установить источник неисправности, найти поврежденный элемент и принять решение о способе реконфигурации системы. Диагностика осуществляется на основе математической модели контролируемой системы с применением принципа аналитического резервирования.

В настоящее время за рубежом уделяют большое внимание проблеме повышения отказоустойчивости аэрокосмических летательных аппаратов методами компьютерной диагностики на основе принципов функционального резервирования, аналитической избыточности и адаптивной реконфигурации [2—15].

В последнее время внимание исследователей привлекают грубые методы диагностики [2, 8, 9], которые позволяют выявлять неисправности системы на ранней стадии до того, когда они перерастут в "катастрофические" и потребуют оперативного вмешательства. Здесь уместно выделить методы адаптации [12, 13] и реконфигурации [4, 6, 10, 14, 15].

При использовании математических моделей можно выделить три группы методов, основанные на применении:

- пространства параметров (параметрическое оценивание, идентификация);
- пространства сигналов (анализ физических сигналов, предельный контроль);
- пространства соответствий или паритетов (формирование разностных векторов).

Наиболее разработанными являются методы первой группы, связанные с процедурой идентификации параметров системы [7]. Методы второй группы связаны с анализом физических сигналов и достаточно просты в реализации, однако процедура предельного контроля существенно зависит от действующих условий функционирования. Методы третьей группы позволяют преодолеть это ограничение благодаря генерированию вспомогательных разностных векторов, компоненты которых указывают на конкретные неисправности, инициируются в идеальном случае только ими и позволяют определить повреждение через фиксированное пороговое значение. Задача

диагностики здесь заключается в формировании пространства (вектора) соответствий согласно принятому алгоритму и анализу его элементов.

Разностные сигналы формируются на основе динамических уравнений, как правило, по сигналам с выхода датчиков и входа силовых приводов. В результате анализа разностных сигналов с помощью решающих функций и решающих правил устанавливается характер повреждения. По совокупности отличных от нуля разностных сигналов в соответствии с принятым алгоритмом принимается решение о характере сбоя и способе исключения повреждения.

Формирование вектора паритетов

Главной проблемой на пути повышения надежности процесса диагностики является оценка грубости математической модели системы относительно ошибок моделирования, неопределенностей и повреждений. Влияние каждого из этих факторов оценивается через разностные сигналы, однако определить их воздействие в отдельности затруднительно. Возникает задача создания системы диагностики, обеспечивающей повышенную чувствительность к отказам и грубость относительно остальных факторов.

Рассмотрим модель контролируемой системы, в которой возмущающие факторы разделим на структурируемые неопределенности и сбой:

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

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); $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$, $\mathbf{D}$, $\mathbf{E}_1$, $\mathbf{E}_2$, $\mathbf{R}_1$, $\mathbf{R}_2$ — известные матрицы соответствующих размерностей; $\mathbf{d}(k) \in R^p$ — вектор неизвестных возмущений; $\mathbf{f}(k) \in R^q$ — вектор повреждений с элементами $f_i(k)$ ($i = 1, 2, \dots, q$).

Характеристики неисправностей в системе (1) представляют собой неизвестные функции времени. Уравнение системы "вход—выход" в форме z -преобразования описывается выражением

$$\mathbf{y}(z) = \mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z) + \mathbf{G}_d(z)\mathbf{d}(z) + \mathbf{G}_f(z)\mathbf{f}(z), \quad (2)$$

где $\mathbf{G}_u(z) = \mathbf{C}(z\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B} + \mathbf{D}$; $\mathbf{G}_f(z) = \mathbf{C}(z\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{R}_1 + \mathbf{R}_2$; $\mathbf{G}_d(z) = \mathbf{C}(z\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} + \mathbf{E}_1 + \mathbf{E}_2$;

$\mathbf{I}$ — единичная матрица соответствующей размерности. В отдельных случаях матрица $\mathbf{E}_2$ может быть нулевой.

В общем случае формирователь разностей можно описать выражением

$$\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_u(z)\mathbf{u}(z) + \mathbf{H}_y(z)\mathbf{y}(z), \quad (3)$$

где $\mathbf{H}_u(z)$, $\mathbf{H}_y(z)$ — матрицы передаточных функций, реализуемые в линейных устойчивых системах.

Подставив $\mathbf{y}(z)$ из соотношения (2) в (3) при $\mathbf{E}_2 = 0$, получим

$$\mathbf{r}(z) = \mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_f(z)\mathbf{f}(z) + \mathbf{H}_y(z)\mathbf{G}_d(z). \quad (4)$$

Если второе слагаемое в выражении (4) равно нулю, то возмущения в разностях разделяются и последние можно считать независимыми. Если это условие не выполняется, то оптимальное решение ищется из условия максимизации отказоустойчивости контролируемой системы в заданном диапазоне частот. В общем случае неопределенность является неструктурируемой и задача грубости значительно усложняется. При этом выходной и разностный сигналы можно представить в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{y}(z) &= \{\mathbf{G}_u(z) + \Delta\mathbf{G}_u(z)\}\mathbf{u}(z) + \{\mathbf{G}_f(z) + \Delta\mathbf{G}_f(z)\}\mathbf{f}(z); \\ \mathbf{r}(z) &= \mathbf{H}_y(z)\{\mathbf{G}_f(z) + \Delta\mathbf{G}_f(z)\}\mathbf{f}(z) + \mathbf{H}_y(z)\Delta\mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z). \end{aligned}$$

В этом случае очень трудно обеспечить грубость при формировании разностных сигналов и следует обратиться к поиску способов структуризации возмущений.

Формирование разностей с использованием принципа избыточности

Введем оператор Φ , который из реального выходного $\mathbf{y}$ и произвольного избыточного $\tilde{\mathbf{y}}$ сигналов формирует разностный сигнал $\mathbf{r}$ и при отсутствии сбоя в системе описывается выражением

$$\mathbf{r} = \Phi(\mathbf{y}, \tilde{\mathbf{y}}) = 0. \quad (5)$$

В простейшем случае оператор Φ в формуле (5) соответствует исходной математической модели объекта при том же входном сигнале, а разностный сигнал представляет собой отклонение выходного сигнала дублированной системы относительно исходной. Заданные ха-

рактеристики разностных сигналов обеспечиваются посредством статического и динамического взвешивания.

При синтезе формирователя разностей можно воспользоваться методами пространства состояний и анализа соотношений "вход—выход" (методы наблюдателя и векторных соответствий). Здесь разностный сигнал представлен взвешенной ошибкой оценивания выходного сигнала. Можно использовать принцип контроля по группе гипотез с применением банка оценивающих устройств, настроенных на различные виды неисправностей. Применение метода векторных соответствий связано с математическими соотношениями "вход—выход" и наличием избыточной информации от измерителей.

Выражение избыточности, полученное из уравнений (1) при $\mathbf{E}_1 = \mathbf{E}_2 = 0$ с момента времени $k - s$ до k при отсутствии повреждений, имеет вид

$$\begin{bmatrix} y(k-s) \\ y(k-s+1) \\ \dots \\ y(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \\ \dots \\ \mathbf{CA}^s \end{bmatrix} \mathbf{x}(k-s) + \mathbf{H} \begin{bmatrix} u(k-s) \\ u(k-s+1) \\ \dots \\ u(k) \end{bmatrix},$$

где матрица $\mathbf{H}$ соответствующей размерности формируется в треугольной форме из матриц $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$, $\mathbf{D}$, приведенных в выражении (1).

Вектор соответствий принимает вид:

$$\mathbf{r}(k) = \mathbf{V} \left\{ \begin{bmatrix} y(k-s) \\ y(k-s+1) \\ \dots \\ y(k) \end{bmatrix} - \mathbf{H} \begin{bmatrix} u(k-s) \\ u(k-s+1) \\ \dots \\ u(k) \end{bmatrix} \right\}, \quad (6)$$

где матрица $\mathbf{V}$ в соответствии с выбором оператора Φ должна удовлетворять требованию

$$\mathbf{V} \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \\ \dots \\ \mathbf{CA}^s \end{bmatrix} = 0.$$

Очевидно, вектор $\mathbf{r}(k)$ в выражении (6) в случае исправной работы системы равен нулю и отличен от нуля при возникновении сбоев. Допустим, $\mathbf{V} = [\alpha_s, \alpha_{s-1}, \dots, \alpha_1, \alpha_0]$ и $\mathbf{VH} = -[\beta_s, \beta_{s-1}, \dots, \beta_1, \beta_0]$, тогда уравнение (6) примет вид

$$\mathbf{r}(k) = \sum_{i=0}^s [\alpha_i y(k-i) + \beta_i u(k-i)]$$

или в форме z -преобразования

$$\mathbf{r}(z) = \sum_{i=0}^s [\alpha_i z^{-i} \mathbf{y}(z) + \beta_i z^{-i} \mathbf{u}(z)].$$

Из последних рекуррентных соотношений видна связь между группой сигналов $\{\mathbf{u}(z), \mathbf{y}(z)\}$ и разностью $\mathbf{r}(z)$.

При использовании соотношения "вход—выход" в уравнение формирователя разностей вместо оператора Φ вводится матрица передаточных функций $\mathbf{G}_u(z)$. Избыточный сигнал, связывающий выходной и разностный сигналы, является невязкой между действительным и моделируемым выходом

$$\mathbf{r}_1(z) = \mathbf{y}(z) - \mathbf{G}_u(z)\mathbf{u}(z). \quad (7)$$

Матрицу $\mathbf{G}_u(z)$ в уравнении (7) представим в виде

$$\mathbf{G}_u(z) = \mathbf{Q}(z)/\varphi(z),$$

где $\mathbf{Q}(z)$ — полиномиальная матрица по z^{-1} , $\varphi(z)$ — полином относительно z^{-1} .

Разностный сигнал запишем как

$$\mathbf{r}_2(z) = \varphi(z)\mathbf{r}_1(z) = \varphi(z)\mathbf{y}(z) - \mathbf{Q}(z)\mathbf{u}(z).$$

Из выражения (7) следует, что формирователь разностей для неустойчивой системы неустойчив. В этом случае для достижения грубых характеристик при изоляции неисправностей можно применить методику взвешивания предыдущих разностей с помощью матрицы $\Omega(z)$ согласно выражению

$$\mathbf{r}(z) = \Omega(z)\mathbf{r}_i(z), \quad i = 1, 2, \dots, n.$$

Для обеспечения устойчивости формирователя разностей в выражении (7) можно применить принцип факторизации в форме

$$\mathbf{G}_u(z) = \mathbf{M}^{-1}(z)\mathbf{N}(z),$$

где передаточные матрицы $\mathbf{M}(z)$, $\mathbf{N}(z)$ соответствуют линейным устойчивым системам. В результате реализуемый формирователь разностей примет вид

$$\begin{aligned} \mathbf{r}(z) &= \Omega(z)\mathbf{r}_3(z) = \Omega(z)[\mathbf{M}(z)\mathbf{r}_1(z)] = \\ &= \Omega(z)[\mathbf{M}(z)\mathbf{y}(z) - \mathbf{N}(z)\mathbf{u}(z)]. \end{aligned}$$

В результате проведенного исследования синтезирована структура и обоснованы пара-

метры дискретных алгоритмов фильтрации, управления, диагностики и реконфигурации бортового комплекса, которые обеспечивают робастную устойчивость гиросиловой СУО космического аппарата (КА) в режиме точной стабилизации объекта в орбитальной системе координат (ОСК), а также отказоустойчивость при наиболее тяжелых по последствиям повреждениях.

С учетом разгрузки силовых исполнительных гиросприборов и коррекции орбиты обеспечиваются гарантируемые минимальные ошибки по каналам в режиме точной стабилизации порядка $5 \dots 10'$.

Влияние перемещений подвижных элементов на динамику системы управления ориентацией космического аппарата

Среди аномальных явлений и возмущающих факторов, существенно снижающих динамические характеристики СУО КА, следует выделить проблему влияния подвижности жидких компонентов в баках единой топливной системы двигательной установки ориентации (ДУО) на базе термokatалитических реактивных двигателей с широтно-импульсной модуляцией тяги.

Задача высокоточного определения углового положения КА в ОСК решается с применением прецизионного блока измерения скоростей и инерциального гироскопического блока, калибровка которого выполняется эпизодически с использованием отфильтрованных сигналов с земного и солнечного датчиков. В качестве исполнительных механизмов применяют силовые гироскопические приборы. С помощью БЦВМ реализуют алгоритмы управления, диагностирования, локализации и изоляции отказавших приборов, а также реконфигурации соответствующих контуров для решения целевых задач.

В полете на свободной поверхности жидкого топлива в баках ДУО появляются волны, которые, ударяясь о стенки бака, создают дополнительные нагрузки, влияющие на динамику углового положения КА в пространстве. Колебания на поверхности являются нелинейными и плохо поддаются аналитическому описанию.

При малой амплитуде эти колебания можно считать линейными. В данном колебательном процессе участвует не вся масса жидкости,

а лишь ее часть, примыкающая к свободной поверхности. Эти соображения положены в основу при выборе механической модели описанного явления. Колеблющаяся на поверхности жидкость представляется эквивалентным маятником с заданными массой, плечом и точкой подвеса относительно корпуса КА.

В случае нелинейных колебаний эквивалентная схема может быть представлена группой маятников, настроенных на свою гармонику, а их общее число определяется требуемой точностью.

Предлагаемая модель включает основное тело — космический аппарат и подвижный элемент — маятник, совершающий плоские угловые колебания с фиксированной точкой крепления в связанной с КА системе координат.

Процедура составления динамической модели СУО заключается в следующем. В правую часть дифференциального уравнения второго порядка, описывающего колебания эквивалентного маятника, через соответствующий коэффициент связи вводится со своим знаком управляющий момент по исследуемому каналу СУО. Затем составляется уравнение моментов для данного канала СУО с учетом реакции маятника и записывается передаточная функция (ПФ) СУО КА с эквивалентным маятником. В результате получим ПФ жесткого объекта и ПФ последовательно соединенного с ним форсирующе-инерционного эквивалентного звена второго порядка со смещенными частотами сопряжения.

Динамические свойства СУО определяют характеристики КА по каждому каналу стабилизации как функциями абсолютной псевдочастоты в окрестности сопрягающих частот и зависят от декремента затухания. При сближении сопрягающих частот влияние колебаний жидкости снижается, однако фазовая характеристика может значительно деформироваться, и возникает потеря устойчивости.

Движение эквивалентного маятника можно записать в виде дифференциального уравнения

$$\ddot{r}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{r}_i + \omega_i^2 r_i = c_{r_i} \ddot{\theta}, \quad i = 1, 2, \dots, \quad (8)$$

где r_i — угловое отклонение маятника; ω_i — собственная частота колебаний маятника; ξ_i — декремент затухания, возрастающий с ростом амплитуды колебаний жидкости; c_{r_i} — коэффициент влияния углового движения КА на колебания маятника (знак зависит от положе-

ния точки подвеса); θ — угловое отклонение КА в ОСК по соответствующему каналу стабилизации.

Уравнение моментов по исследуемому каналу с учетом реакции маятника (8) будет иметь вид

$$\ddot{\theta} + \omega_u^2 \theta + K \delta = \sum_i c_{\theta} \ddot{r}_i, \quad i = 1, 2, \dots, \quad (9)$$

где ω_u — частота собственных колебаний КА; δ — отклонение регулирующего органа исполнительного механизма, создающего управляющий момент; c_{θ} — коэффициент влияния колебаний маятника на угловое движение КА; K — коэффициент эффективности управления.

Для случая одного бака и единственного маятника при $\omega_u \approx 0$ на основании уравнений (8), (9) можно записать выражение ПФ СУО КА для одного канала стабилизации:

$$W_{\theta\delta}(s) = \frac{K}{s^2} \frac{(s^2 + 2\xi\omega s + \omega^2)}{(s^2 + 2\xi^* \omega^* s + \omega^{*2})}$$

$$\text{или} \quad W_{\theta\delta}(s) = \alpha^2 \frac{K}{s^2} \frac{(T^2 s^2 + 2\xi T s + 1)}{(T^{*2} s^2 + 2\xi^* T^* s + 1)}, \quad (10)$$

где $T^* = \alpha T$, $\alpha = \sqrt{1 - c_{r_i} c_{\theta}}$.

Передаточная функция (10) имеет две составляющие: ПФ КА как абсолютно твердого тела и ПФ последовательно соединенного элемента в виде инерционно-форсирующего звена второго порядка. Принятая физическая модель предполагает, что

$$0 < c_{r_i} c_{\theta} < 1,$$

поэтому частота сопряжения ω^* и декремент затухания ξ^* инерционной составляющей больше соответственно ω и ξ форсирующей составляющей.

Моделирование проводили в соответствии с выражением ПФ (8) при значениях $T = 5$ с, $\xi = 0,01 \dots 0,10$ и различных коэффициентах влияния колебаний жидкости на корпус КА $0 < \alpha < 1$. Результаты моделирования фиксировались для четырех значений $T^{*2} = 5^2, 10^2, 15^2, 20^2 c^2$.

На рис. 1 приведены логарифмические амплитудная и фазовая частотные характеристики, из которых следует, что чем ближе расположены сопрягающие частоты ω и ω^* друг к другу, тем в меньшей степени проявляется влияние колебаний жидкости. Однако даже

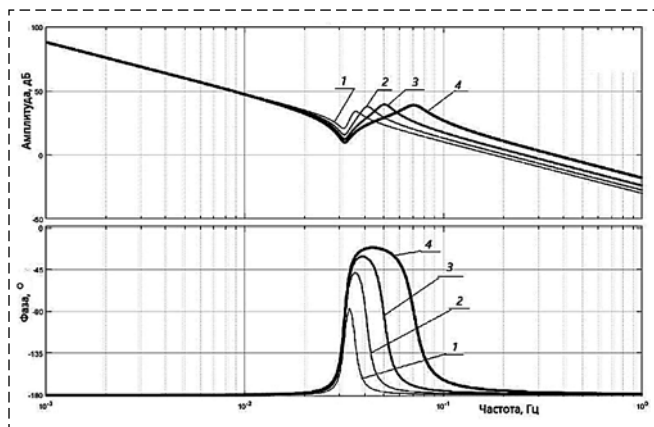


Рис. 1. Логарифмические частотные характеристики:
 1 — $T^{*2} = 20^2 c^2$, 2 — $T^{*2} = 15^2 c^2$, 3 — $T^{*2} = 10^2 c^2$, 4 — $T^{*2} = 5^2 c^2$

Fig. 1. Logarithmic frequency characteristics:
 1 — $T^{*2} = 20^2 c^2$, 2 — $T^{*2} = 15^2 c^2$, 3 — $T^{*2} = 10^2 c^2$, 4 — $T^{*2} = 5^2 c^2$

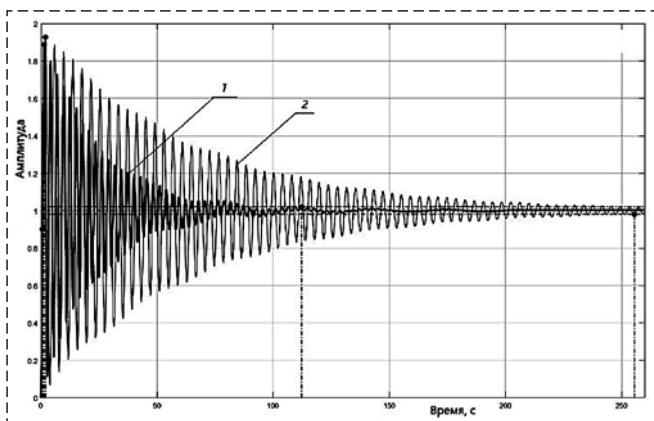


Рис. 2. Переходные процессы для значений $\alpha^2 = 0,2; 0,4$
Fig. 2. Transitional processes for values $\alpha^2 = 0,2; 0,4$

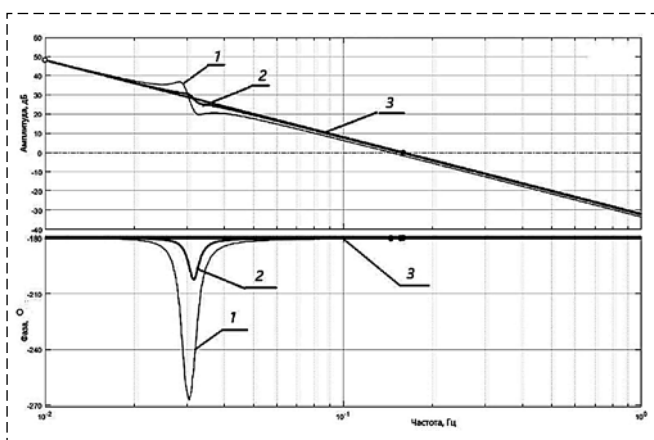


Рис. 3. Логарифмические частотные характеристики разомкнутой системы на границе устойчивости:
 1 — $T^{*2} = 30^2 c^2$, 2 — $T^{*2} = 28^2 c^2$, 3 — $T^{*2} = 25^2 c^2$

Fig. 3. Logarithmic frequency characteristics for unclosed system on stability boundary:
 1 — $T^{*2} = 30^2 c^2$, 2 — $T^{*2} = 28^2 c^2$, 3 — $T^{*2} = 25^2 c^2$

при малых значениях коэффициентов c_{r_i} и c_0 фазовая частотная характеристика может приближаться к границе устойчивости и принимать значения $\varphi < -\pi$.

На рис. 2 представлены переходные процессы при $\xi = 0,05$ и двух значениях $\alpha^2 = 0,2; 0,4$. На рис. 3 приведены частотные характеристики разомкнутой системы на границе устойчивости.

Результаты моделирования подтверждают тот факт, что колебания жидкости проявляются при смещении сопрягающих частот форсирующей и инерционной составляющих относительно друг друга и интенсивность этого явления возрастает при уменьшении декремента затухания.

Для компенсации или снижения влияния колебаний жидкости можно применить структурные или конструктивные меры. К первым следует отнести включение в контур СУО динамического звена с ПФ, обратной ПФ эквивалентного звена, а ко вторым — снабжение баков перегородками, уменьшающими скорость перетекающей жидкости и увеличивающими затухание.

Закключение

Рассмотрены различные подходы к проблеме диагностики отказов, возникающих в интегрированной системе управления КА при длительной эксплуатации в условиях космического полета. Показано, что обнаружение и изоляция повреждений связаны, в основном, с моделью формирования разностных сигналов. Поиск рационального пути приводит к грубым методам в рамках пространства паритетов. При этом важным моментом является структуризация действующих неопределенностей. Ограничением предложенных алгоритмов является принятая модель "вход—выход" и требование полной информации о действующих сигналах. Особое внимание уделено проблеме влияния подвижности жидких компонентов в баках РД ДУО на динамические характеристики и точность СУО КА.

Предложенные алгоритмы диагностики реализованы в составе программного обеспечения бортовой системы управления КА и прошли летно-конструкторские испытания на связном КА "Экспресс-МД1". Система контроля и диагностики КА научного назначения серии "Спектр-Р" обеспечивает штатное функционирование в промежутках между сеансами связи. Полетная эксплуатация подтвердила

эффективность предложенных принципов для обеспечения требуемой точности, отказоустойчивости и экономичности СУО КА при сроках активного существования более 10 лет.

Список литературы

1. **Заведеев А. И.** Построение бортовой системы управления ориентацией космическим аппаратом повышенной отказоустойчивости с применением адаптивной логики в алгоритмах диагностики и контроля // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2018. Т. 19, № 10. С. 664–671.
2. **Dan Ye, Ju H. Park, Quan-Yong Fan.** Adaptive Robust Actuator Fault Compensation for Linear Systems Using a Novel Fault Estimation Mechanism // *Journal of Robust and Nonlinear Control*. 2016. Vol. 26, N. 8. P. 1597–1614.
3. **Zhixing Liu, Chi Yuan, Xiang Yu, Youmin Zhang.** Fault-tolerant Formation Control of Unmanned Aerial Vehicles in the Presence of Actuator Faults and Obstacles // *Unmanned Systems*. 2016. Vol. 4, N. 3. P. 197–211.
4. **Qinxian Jia, Wen Chen, Yingchun Zhang, Huayi Li.** Integrated Design of Fault Reconstruction and Fault-tolerant Control Against Actuator Faults Using Learning observers // *International Journal of Systems Science*. 2016. Vol. 47, N. 16. P. 3749–3761.
5. **Dan Ye, Shengping Luo, Junlong Wang.** Two Step Fault-tolerant Controller Design for Linear Time-delay Systems with Adaptive Mechanism // *42-nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. IECON 2016*. P. 6812–6817.
6. **Xiang Yu, Yomin Zhang, Zhixiang Liu.** Fault-tolerant Flight Control Design with Explicit Consideration of Reconfiguration Transients // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 2016. Vol. 39, N. 3. P. 556–563.
7. **Kunfeng Lu, Yuanqing Xia, Mengyin Fu, Chunmei Yu.** Adaptive Finite-time Attitude Stabilization for Rigid Spacecraft with Actuator Faults and Saturation Constraints // *International Journal of Robust and Nonlinear Control*. 2016. Vol. 26, N. 1. P. 28–46.
8. **Afef Fekin.** Fault Diagnosis and Fault Tolerant Control Design for Aerospace Systems: a Bibliographical Review // *American Control Conference*. 2014. P. 1286–1291.
9. **Chimpalthradi R Ashokkumar.** Reconfigurable Flight Control for Robust Transient Response. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: *Journal of Aerospace Engineering*. 2013. Vol. 227, N. 2. P. 405–411.
10. **Yuying Guo, Youmin Zhang, Bin Jiang, Zhenqwei Zhu.** Multiple-model-based Adaptive Reconfiguration Control of State Delayed Systems with Actuator Faults // *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*. 2012. P. 397–402.
11. **Adel Belkadi, Zhixiang Liu, Laurent Ciarletta, Youmin Zhang, Didier Theilliol.** Flocking Control of a Fleet of Unmanned Ferial Vehicles // *Control Theory and Technology*. 2018. Vol. 16, N. 2. P. 82–92.
12. **Liu Zhixiang, Zhang Youmin, Yuan Chi, Luo Jun.** An Adaptive Linear Parameter Varying Fault Tolerant Control Scheme for Unmanned Surface Vehicle Steering Control // *34-th Chinese Control Conference*. 2015. P. 6197–6202.
13. **Z. X. Liu, C. Yuan, Y. M. Zhang.** Linear Parameter Varying Adaptive Control of an Unmanned Surface Vehicle // *IFAC-Papers On Line*. 2015. Vol. 48, N. 16. P. 140–145.
14. **Wei Ren, Tao Zhang, Zhen Huang, Jiemei Liang, Jian Gong, Bo Liu.** Real-time Simulation System of Satellite Attitude Reconfigurable Control Based on VxWorks. // *Proceedings of IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*. 2014. P. 2577–2580.
15. **Daobo Wang, Xiaojun Tang, Yin Wang.** An Adaptive Control Allocation Method Based Reconfigurable Control System for Unmanned Aerial Vehicle // *Proceedings of the 33-rd Chinese Control Conference*. 2014. P. 168–173.

Increasing of Reliability of Spacecraft Control System on Base of Robust Diagnostic Models and Division Principle in Parity Space

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

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russian Federation

Corresponding author: **Zavedeev Arkady I.**, Associate Professor,
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russian Federation,
e-mail: ark.zavedeev@gmail.com

Accepted on January 15, 2020

Abstract

Different directions of creation high reliability integrate spacecraft control system are discussed on base of robust diagnostic models and division principle in parity space. Problems of synthesis spacecraft control system algorithms are examined with incomplete apriory and distorted current information, action of uncontrolled and random factors, information losses and equipment failures. The structure of onboard attitude control system is synthesized and control algorithms are chosen, which guarantee robust stability and failure stability in presence indignant factors and obstacles. An instrumental structure and operational modes of spacecraft attitude control system are described. Methods of dynamic research, computer technology and modeling particularities are indicated. Diagnostic and reconfiguration algorithms for onboard complex of connection, navigation, geodesy satellites and earth inspectoral satellite in prolonged space flight utilization are proposed. Testing procedure is contains two stage: discovering and eliminating faults. Given mathematical system model is researched by means of difference signals, which forms with arise at fault emergence. The failure character is established by deciding rules on base difference signals and measures to it eliminating are took. Questions of onboard spacecraft control system failure stable improving are discussed on base principle reconfiguration with apply to adaptive logic in testing and diagnostic algorithms. The mathematical system model is researching with implementation of analytic reserving. Difference signals are formed, which arise at fault appearance. 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. Special attention

is devote to problem influence liquid fuel reactive engine agility on spacecraft control attitude system dynamic characteristics and precision. The effectiveness of prepositional approaches and algorithms is confirmed by mathematical modeling results for several actual technical systems. Recommendations to their practical applications are given.

Keywords: spacecraft, control attitude system, testing, diagnostic, failure stable, excess, difference signal, parity, algorithm

For citation:

Zavedeev A. I. Increasing of Reliability of Spacecraft Control System on Base of Robust Diagnostic Models and Division Principle in Parity Space, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol. 21, no. 4, pp. 249–256.

DOI: 10.17587/mau.21.249-256.

References

1. **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. 664–671 (in Russian).
2. **Dan Ye, Ju H. Park, Quan-Yong Fan.** Adaptive Robust Actuator Fault Compensation for Linear Systems Using a Novel Fault Estimation Mechanism, *Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2016, vol. 26, no. 8, pp. 1597–1614.
3. **Zhixing Liu, Chi Yuan, Xiang Yu, Youmin Zhang.** Fault-tolerant Formation Control of Unmanned Aerial Vehicles in the Presence of Actuator Faults and Obstacles, *Unmanned Systems*, 2016, vol. 4, no 3, pp. 197–211.
4. **Qinxian Jia, Wen Chen, Yingchun Zhang, Huayi Li.** Integrated Design of Fault Reconstruction and Fault-tolerant Control Against Actuator Faults Using Learning observers, *International Journal of Systems Science*, 2016, vol. 47, no. 16, pp. 3749–3761.
5. **Dan Ye, Shengping Luo, Junlong Wang.** Two Step Fault-tolerant Controller Design for Linear Time-delay Systems with Adaptive Mechanism, *42-nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. IECON 2016*, pp. 6812–6817.
6. **Xiang Yu, Yomin Zhang, Zhixiang Liu.** Fault-tolerant Flight Control Design with Explicit Consideration of Reconfiguration Transients, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2016, vol. 39, no. 3, pp. 556–563.
7. **Kunfeng Lu, Yuanqing Xia, Mengyin Fu, Chunmei Yu.** Adaptive Finite-time Attitude Stabilization for Rigid Spacecraft with Actuator Faults and Saturation Constraints, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2016, vol. 26, no. 1, pp. 28–46.
8. **Afef Fekin.** Fault Diagnosis and Fault Tolerant Control Design for Aerospace Systems: a Bibliographical Review, *American Control Conference*, 2014, pp. 1286–1291.
9. **Chimpalthradi R Ashokkumar.** Reconfigurable Flight Control for Robust Transient Response. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G, *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 227, no. 2, pp. 405–411.
10. **Yuying Guo, Youmin Zhang, Bin Jiang, Zhenqwei Zhu.** Multiple-model-based Adaptive Reconfiguration Control of State Delayed Systems with Actuator Faults, *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, 2012, pp. 397–402.
11. **Didier Theilliol.** Flocking Control of a Fleet of Unmanned Ferial Vehicles // *Control Theory and Technology*, 2018, vol. 16, no. 2, pp. 82–92.
12. **Liu Zhixiang, Zhang Youmin, Yuan Chi, Luo Jun.** An Adaptive Linear Parameter Varying Fault Tolerant Control Scheme for Unmanned Surface Vehicle Steering Control, *34-th Chinese Control Conference*, 2015, pp. 6197–6202.
13. **Z. X. Liu, C. Yuan, Y. M. Zhang.** Linear Parameter Varying Adaptive Control of an Unmanned Surface Vehicle, *IFAC-Papers On Line*, 2015, vol. 48, no. 16, pp. 140–145.
14. **Wei Ren, Tao Zhang, Zhen Huang, Jiemei Liang, Jian Gong, Bo Liu.** Real-time Simulation System of Satellite Attitude Reconfigurable Control Based on VxWorks, *Proceedings of IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, 2014, pp. 2577–2580.
15. **Daobo Wang, Xiaojun Tang, Yin Wang.** An Adaptive Control Allocation Method Based Reconfigurable Cotrol System for Unmanned Aerial Vehicle, *Proceedings of the 33-rd Chinese Control Conference*, 2014, pp. 168–173.

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *З. В. Наумова*.

Сдано в набор 27.01.2020. Подписано в печать 16.03.2020. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН420. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru