

doi: 10.32620/oikit.2020.87.13

УДК 651.5.69

А. М. Суббота, В. Г. Джулгаков

Анализ методов повышения отказоустойчивости систем управления летательных аппаратов

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Рассмотрены вопросы, связанные с проектированием систем стабилизации авиационной и ракетно-космической техники с точки зрения обеспечения основной целевой функции: система в процессе эксплуатации должна удовлетворять всем заданным показателям качества при условии обеспечения отказоустойчивости функционирования на установленном отрезке времени. Проанализированы общие принципы проектирования отказоустойчивых систем относительно направлений Continuum, Fault Tolerant, Control by Diagnosis, к которым необходимо отнести такие, как модульность, независимость отказов, избыточность, быстрое выявление неисправности. При этом обобщены и сведены для наглядности в таблицы основные принципы повышения отказоустойчивости, среди которых выделены такие, как оптимизация, аналитическая избыточность, функциональное резервирование, реконфигурация, а также принципы быстрого выявления неисправности на основе самоконтроля и результатов избыточности. Для систем с активной отказоустойчивостью приведены примеры построения систем диагностики и принятия решений об исправности датчиков угловой скорости (ДУС), применяемых в каналах стабилизации летательных аппаратов. Приведены и проанализированы с точки зрения получения результатов диагноза конкретные схемы: схемы построения систем диагностики на базе двух ДУС путем сравнения их выходных сигналов, схема аппаратной реализации блока диагностики ДУС гироскопического типа с потенциометрическим выходным преобразователем и системой автоматического переключения отказавшего ДУС на аналогичный резервный, а также схема и принцип диагностики при одном работающем ДУС в схеме автопилота и одном работающем вне схемы автопилота. В целях уменьшения массогабаритных характеристик при проектировании систем стабилизации ЛА с ПД-регуляторами предложена схема реконфигурации исходной системы при отказах как датчика угла (ДУ), так и датчика угловой скорости. Кроме того, предложен непосредственно алгоритмический метод выявления неисправных ДУ и ДУС в автопилотах статического типа, для чего в уравнения, описывающие динамику системы стабилизации самолета в пространстве состояния, были введены составляющие вектора отказа, по состоянию которых легко определить отказавший датчик.

Ключевые слова: отказ, диагностика, отказоустойчивость, неисправность, система стабилизации, автопилот, датчик угла, датчик угловой скорости, алгоритм.

Введение

Постановка задачи. Анализируя современный уровень развития авиационной и ракетно-космической техники нельзя не отметить то противоречие, которое возникает между так называемыми компьютерно-интегрированными большими бортовыми системами управления и их комплексами с возрастающей вероятностью отказов отдельных функциональных элементов и компонентов этих систем. Такая тенденция нередко приводит подчас к большим материальным и человеческим потерям, что недопустимо. В связи с этим возникает важнейшая задача разработки методов и средств повышения надежности функционирования как сложных

технических систем в целом, так и их компонентов и связанных с ними способов предупреждения и предотвращения отказов.

Прежде всего остановимся на проблемах, которые возникают в процессе проектирования современных и перспективных систем управления летательных аппаратов. Среди основных проблем можно выделить следующие: оценка состояния, идентификация характеристик, диагностика объекта управления и его систем, обеспечение работоспособности (живучести) при наличии нештатных ситуаций и отказов. Несмотря на то, что это неполный перечень проблем, тем не менее можно сформулировать основную конечную цель, которой должна удовлетворять любая система: система в процессе эксплуатации должна удовлетворять всем заданным показателям качества при условии обеспечения отказоустойчивости функционирования на установленном отрезке времени.

Цель работы. Анализ существующих основных методов и принципов построения отказоустойчивых систем и выработка рекомендаций по их практическому применению.

1 Анализ направлений повышения отказоустойчивости

Согласно литературным источникам, можно выделить следующие направления, так или иначе связанные с проектированием отказоустойчивых систем: системы непрерывной готовности (CONTINUUM), отказоустойчивые системы (FAULT TOLERANT), системы рационального управления (CONTROL BY DIAGNOSIS). Несмотря на некоторые существенные различия указанных систем, можно выделить те особенности данных систем, которые являются для них общими (рис. 1).

В последние десятилетия по теме толерантности систем управления (англ. Fault-Tolerant Control Systems — FTCS) опубликовано большое число научных работ, монографий и обзорных статей, среди которых следует отметить [1, 2]. Состояние проблемы отказоустойчивости систем управления можно оценить по публикациям таких специалистов, как R. Isermann, M. Blanke, M. Staroswiecki, Y. Zhang, M. Witczak, J. M. Maciejowski, R. Patton, P. Frank, J. Korbicz, J. Kocielny и др. Весьма обстоятельно изложена обзорная статья по тематике отказоустойчивого управления С. Д. Землякова, В. Ю. Рутковского и А. В. Силаева [3], теоретические вопросы рационального управления объектами подробно исследованы в монографии под общей редакцией А. С. Кулика [4].

Как видно из рис. 1, качество функционирования проектируемых систем напрямую зависит не только от выбранных принципов, свойственных тому или иному направлению (рис. 2), но и от наличия систем быстрого выявления неисправности, основные принципы проектирования которых можно представить в виде (рис. 3). В общем отказоустойчивая система автоматического управления по своей сути является системой управления, наделенной интеллектуальной надстройкой, обеспечивающей выполнение системой своих функций в нестандартных ситуациях – при возникновении отказов в ее элементах [4]. При этом по степени интеллектуальности отказоустойчивые САУ можно подразделить на системы с пассивной и активной отказоустойчивостью. Системы с пассивной отказоустойчивостью не имеют систем диагностики отказов, поскольку они обладают структурной избыточностью, что практически делает такие системы нечувствительными к

отказам. Недостатком таких систем является увеличение массогабаритных характеристик, обусловленных наличием избыточных параллельных компонентов. В связи с этим в дальнейшем основное внимание будет уделено системам с активной отказоустойчивостью.



Рис. 1. Направления проектирования отказоустойчивых систем



Рис. 2. Принципы повышения отказоустойчивости систем управления

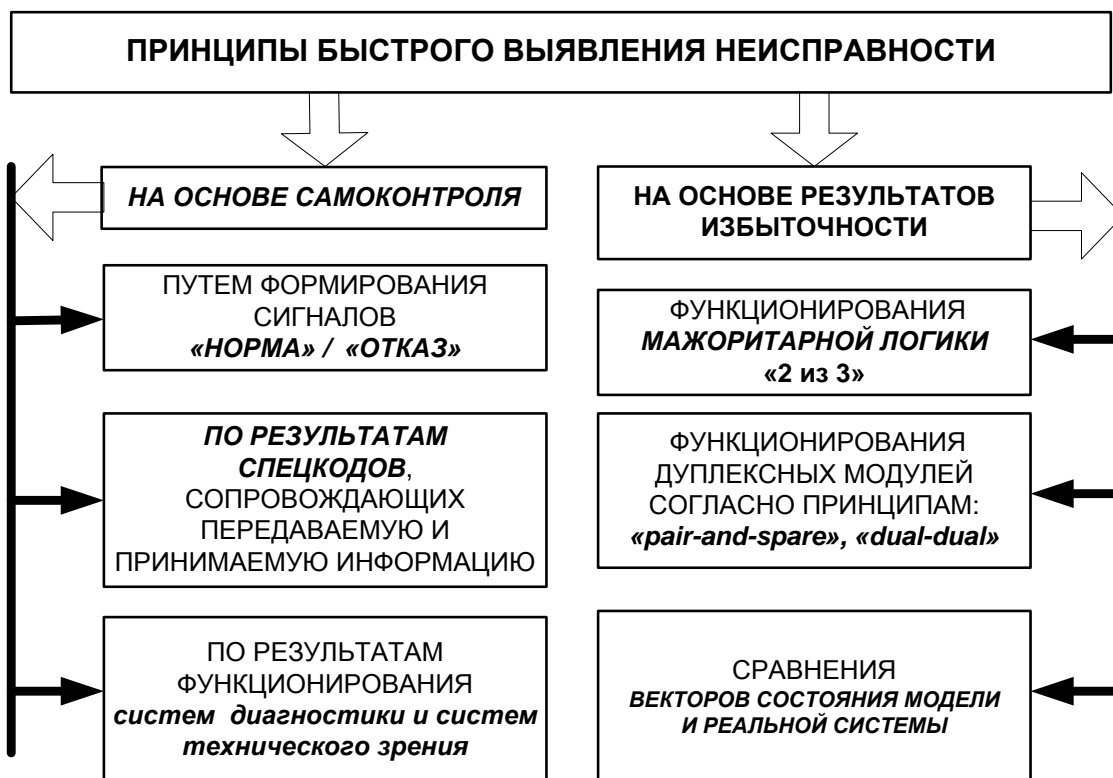


Рис. 3. Принципы автоматического выявления неисправностей

В системах с активной отказоустойчивостью обычно предусматривается наличие системы диагностики и системы принятия решений. В зависимости от принципа построения указанных систем их эффективность может значительно отличаться. Данный вопрос рассмотрим на следующих примерах.

2 Построение систем обеспечения отказоустойчивости на основе аппаратных методов диагностирования

Пример построения системы активного диагностирования исправности ДУС, установленных в каналах стабилизации самолета, путем сравнения их выходных сигналов и сравнения полученной разности с допустимым значением в блоке принятия решений, показан на рис. 4.

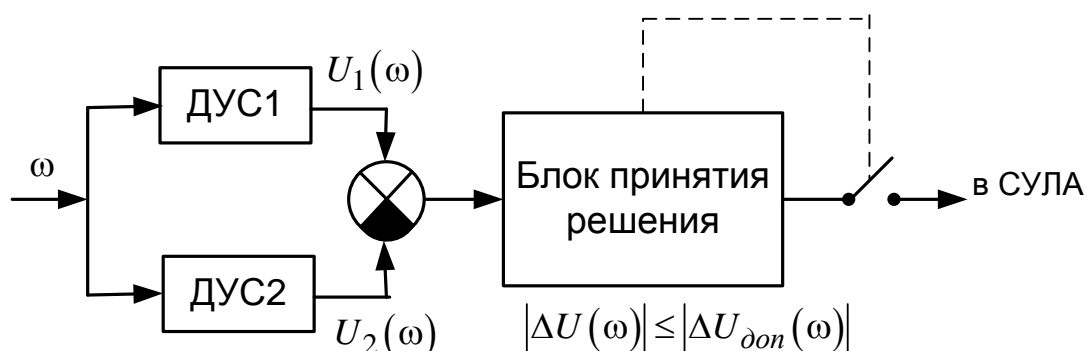


Рис. 4. Диагностирование ДУС на основе сравнения их выходных сигналов

Основным недостатком данной системы является то, что при $|\Delta U(\omega)| \geq |\Delta U_{\text{дон}}(\omega)|$ блок ДУС отключается, несмотря на то, что один из ДУС остается работоспособным, а показатели качества системы снижаются.

В целях устранения данного недостатка рассмотрим пример аппаратной реализации блока диагностики датчиков угловой скорости гироскопического типа с потенциометрическими выходными преобразователями (рис. 5).

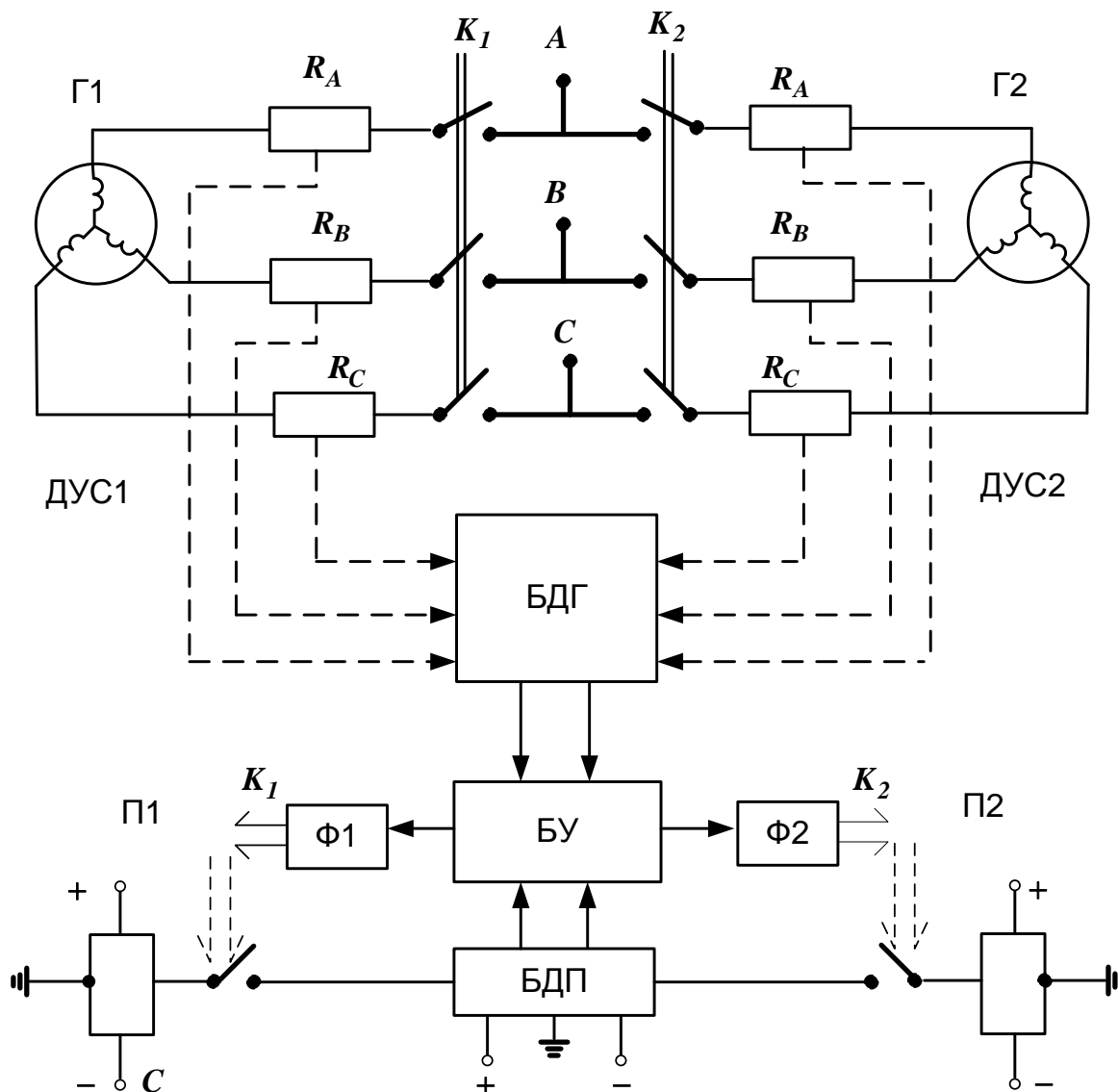


Рис. 5. Пример аппаратной реализации блока диагностики

Здесь диагностика состояния ДУС включает в свой состав блок диагностики гироскопов Г1 и Г2 и блок диагностики потенциометрических преобразователей П1 и П2.

Работоспособность гироскопов проверяют по сумме падений напряжений на эталонных сопротивлениях R_A , R_B и R_C , последовательно включенных с обмотками Г1 и Г2. Тогда при полных оборотах гироскопа

$$\Delta U_{R_A} + \Delta U_{R_B} + \Delta U_{R_C} \geq \Delta U_{дон}. \quad (1)$$

При удовлетворении условия (1) блок диагностики БДГ формирует Лог.1, в противном случае – Лог.0.

Диагностика потенциометрических преобразователей осуществляется путем сравнения напряжений между клеммами источника и точкой заземления, клеммами источника и движком:

$$U_{AB}^* + U_{AC} = U_{ВД} + U_{СД} = U_{источника} \pm \Delta U. \quad (2)$$

При выполнении условия (2) блок диагностики БДП формирует Лог.1, в противном случае – Лог.0.

Наличие двух Лог.1 свидетельствует о нормальном функционировании ДУС, например ДУС1. При отсутствии хотя бы одной Лог.1 блок управления БУ вырабатывает сигналы для переключения на резервный ДУС2.

В целях уменьшения массогабаритных характеристик при проектировании систем стабилизации ЛА при реализации ПД-регуляторов (рис. 6) рассмотрим одну из возможных схем реконфигурации исходной системы при отказах либо датчика угловой скорости, либо датчика углового положения ЛА.

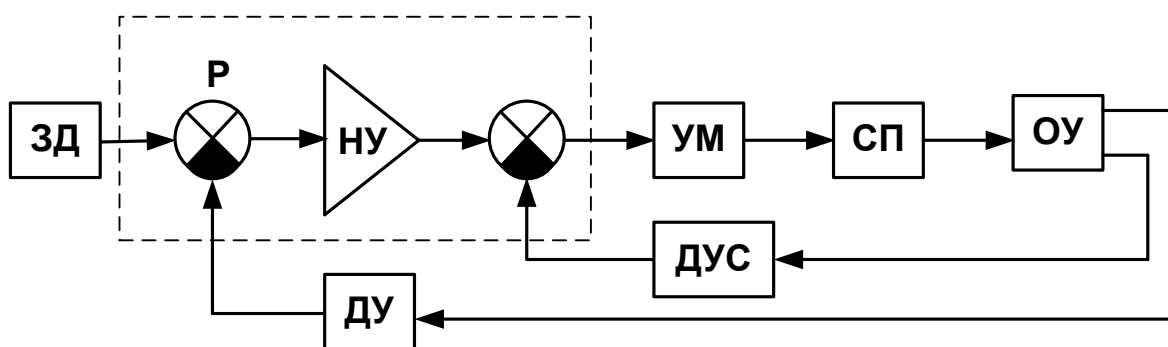


Рис. 6. Пример реконфигурации системы на основе ДУ и ДУС

На рис. 6 показана исходная система угловой стабилизации, а на рис. 7 – упрощенная функциональная схема, обеспечивающая реконфигурацию системы при отказе либо ДУС, либо ДУ.

Поскольку закон управления, например, углом крена при нормально функционирующих ДУС и ДУ:

$$\delta_{\gamma} = K_{\gamma}(\gamma_3 - \gamma) + K_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma},$$

то при отказе ДУС

$$\delta_{\gamma} = K_{\gamma}(\gamma_3 - \gamma) + \frac{d}{dt}[K'_{\gamma}(\gamma_3 - \gamma)],$$

а при отказе ДУ

$$\delta_{\gamma} = K_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + \int_0^t K'_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma} dt.$$

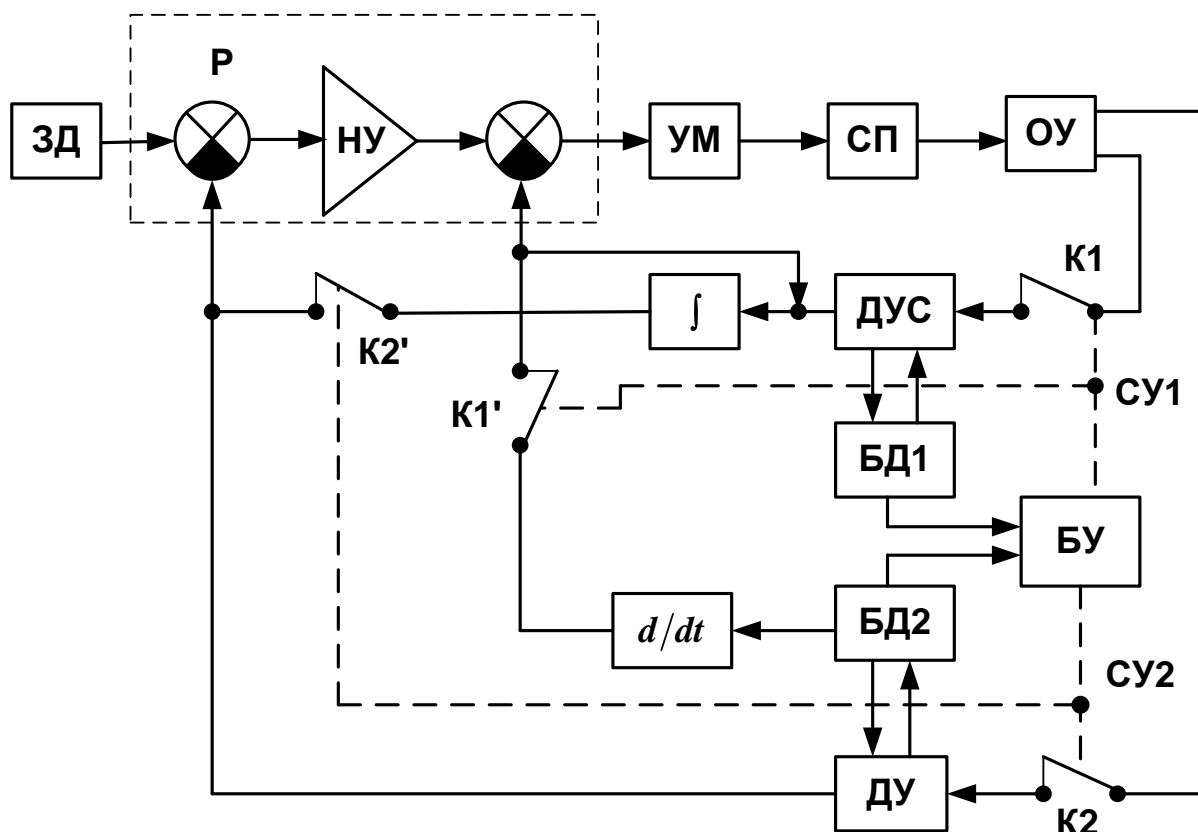


Рис. 7. Реконфигурируемая система угловой стабилизации объекта при отказах ДУС или ДУ: БД1, БД2 – блоки диагностики работоспособности соответственно ДУС и ДУ; БУ – блок управления реконфигурацией системы; K_i – ключи коммутации

Схемам, соответственно показанным на рис. 5 и 7, присущи недостатки, связанные не только с увеличением массогабаритных характеристик, но и с уменьшением в некоторой степени надежности системы из-за появления в системе целого ряда дополнительных элементов.

3 Алгоритмические средства диагностирования

В качестве альтернативного решения аппаратному методу построения систем диагностики может быть предложен вариант проверки работоспособности датчиков угловой скорости при дуальной схеме их включения (рис. 8). При этом датчик ДУС1 непосредственно включен в схему автопилота и его отключение для проверки работоспособности из схемы автопилота недопустимо. Второй датчик ДУС2 находится в горячем резерве. С помощью переключателей K_1 и K_2 выходные сигналы ДУС1 и ДУС2 могут подключаться к системе диагностики, которая, в свою очередь, связана с блоком принятия решения (рис. 8). Введем следующие обозначения:

$$\omega_1^H = \omega_x + \xi_1^H; \quad \omega_2^H = \omega_x + \xi_2^H, \quad (3)$$

где ω_1^H , ω_2^H – соответственно сигналы на выходах датчиков угловой скорости ДУС1 и ДУС2 при условии функционирования вне схемы автопилота и установке на вращающейся платформе;

ω_x – входной сигнал угловой скорости, формируемой с помощью платформы;

ξ_1^H, ξ_2^H – ошибки измерения соответственно ДУС1 и ДУС2.

В дальнейшем считаем $\xi_1^H = \xi_2^H$.

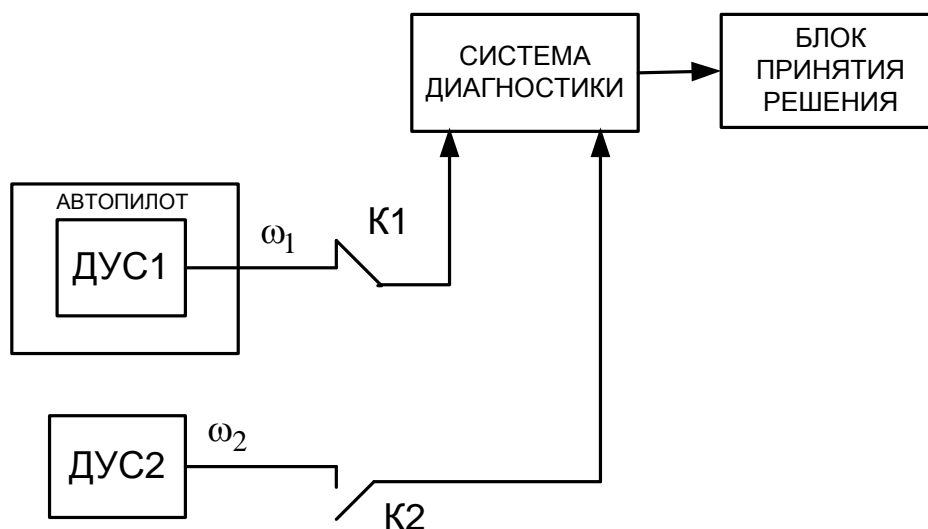


Рис. 8. Схема дуальной системы диагностики датчика угловой скорости ДУС1, непосредственно включенного в схему автопилота

Выходной сигнал датчика угловой скорости ДУС1, включенного в схему автопилота, представим в виде

$$\omega_1^P = \omega_x + \xi_1^H + \xi_1^P, \quad (4)$$

где ω_1^H и ξ_1^P – соответственно выходной сигнал ДУС1 и его дополнительная погрешность при функционировании в схеме автопилота при измерении угловой скорости ДУС1 в режиме вращения ЛА с угловой скоростью ω_x .

С помощью ключей K1 и K2 подадим выходные сигналы ДУС1 и ДУС2 на вход системы диагностирования. В результате получим

$$\omega_1^P - \omega_2^H = (\omega_x + \xi_1^H + \xi_1^P) - (\omega_x + \xi_2^H) = (\xi_1^H - \xi_2^H) + \xi_1^P = \xi_1^P. \quad (5)$$

Если полученный результат соответствует условию

$$\xi_1^P \leq \xi_{доп}^P, \quad (6)$$

где $\xi_{доп}^P$ – допустимое значение погрешности датчика угловой скорости ДУС1, то датчики ДУС1 и ДУС2 исправны, в противном случае необходимо выяснить, какой из датчиков не соответствует техническим требованиям эксплуатации.

Если же результатом вычислений согласно выражению (5) является величина

$$\omega_1^P - \omega_2^H = (\omega_x + \xi_1^H + \xi_1^P) - \xi_2^H = (\omega_x + \xi_1^P), \quad (7)$$

то это будет свидетельствовать о неисправности датчика угловой скорости ДУС2. При результате вычислений по формуле (6), равном

$$\omega_1^P - \omega_2^H = \xi_1^H - (\omega_x + \xi_2^H) = -\omega_x,$$

неисправным является датчик угловой скорости ДУС1.

К недостаткам такой системы диагностики следует отнести необходимость для летчика выполнять тестовый разворот по крену с определенной угловой скоростью. Однако такой контроль не требует отключения ДУС из функционирующей в полете схемы автопилота.

На рис. 9 показан вариант алгоритмического метода диагностирования состояния ДУ и ДУС статического автопилота, сформированный на основании работы [5].

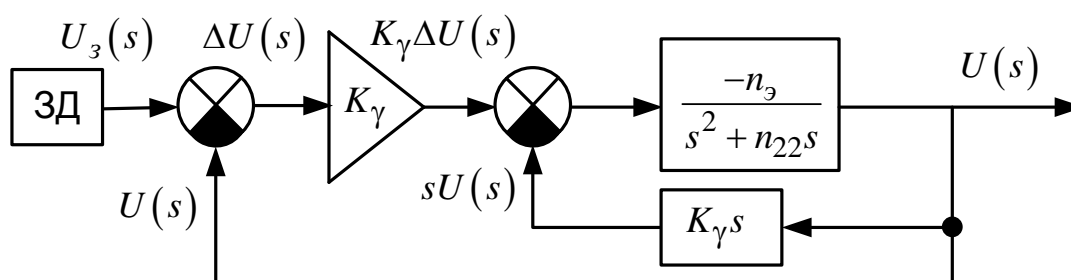


Рис. 9. Структурная схема статического автопилота самолета по крену

Ниже приведены математическое описание динамики данной системы и необходимые выражения для рассмотрения вопроса.

Уравнение движения самолета:

$$(s^2 + n_{22}s)U(s) = -n_3\Delta_3(s). \quad (8)$$

Эффективность элеронов определяется выражением

$$\Delta_3(s) = K_\gamma(U(s) - U_3(s)) + K_{\dot{\gamma}}sU(s). \quad (9)$$

Результат совместного решения (8) и (9) дает уравнение

$$(s^2 + a_1s + a_2)U(s) = a_2(s)U_3(s), \quad (10)$$

где $a_1 = n_{22} + n_3K_{\dot{\gamma}}$; $a_2 = n_3K_\gamma$.

Уравнение (10) представим в виде

$$\ddot{\gamma} + a_1\dot{\gamma} + a_2\gamma = a_2\gamma_3, \quad (11)$$

откуда

$$\ddot{\gamma} = -a_2 - a_1\dot{\gamma} + U, \quad (12)$$

где $U = a_2\gamma_3$ – задающее воздействие.

Введем переменные вектора состояния:

$$\begin{cases} x_1 = \gamma \\ x_2 = \dot{\gamma} = \omega_x \end{cases}, \quad (13)$$

где γ – угол крена, измеряемый ЦГВ;

ω_x – угловая скорость, измеряемая ДУС.

Уравнения состояния и выхода:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2; \\ \dot{x}_2 = -a_2x_1 - a_1x_2 + U; \end{cases} \quad (14)$$

$$\begin{cases} y_1 = x_1; \\ y_2 = x_2. \end{cases} \quad (15)$$

При наличии отказа изменения вектора состояния и измерения представим в виде

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + f_1; \\ \dot{x}_2 = -a_2x_1 - a_1x_2 + U + f_2; \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} y_1 = x_1 + f_3; \\ y_2 = x_2 + f_4, \end{cases} \quad (17)$$

где $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]$ – вектор отказов.

Продифференцируем выражение (17):

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = \dot{x}_1 + \dot{f}_3; \\ \dot{y}_2 = \dot{x}_2 + \dot{f}_4. \end{cases} \quad (18)$$

Вместо \dot{x}_1 и \dot{x}_2 в (18) подставим их значения из (16). Тогда на базе (17) и нового выражения (18) имеем систему:

$$\begin{cases} y_1 = x_1 + f_3; \\ y_2 = x_2 + f_4; \\ \dot{y}_1 = x_2 + f_1 + \dot{f}_3; \\ \dot{y}_2 = -a_2x_1 - a_1x_2 + U + \dot{f}_4 + f_2. \end{cases} \quad (19)$$

При отсутствии отказа выражение (19) запишем так:

$$\begin{cases} y_{10} = x_1; \\ y_{20} = x_2; \\ \dot{y}_{10} = \dot{x}_1 = x_2; \\ \dot{y}_{20} = -a_2x_1 - a_1x_2 + U. \end{cases} \quad (20)$$

Тогда составляющие вектора отказа получим как разность выражений (20) и (13):

$$\Delta \tilde{y} = \begin{pmatrix} y_1 - y_{10} \\ y_2 - y_{20} \\ \dot{y}_1 - \dot{y}_{10} \\ \dot{y}_2 - \dot{y}_{20} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_1 + \dot{f}_3 \\ f_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix}. \quad (21)$$

С другой стороны, учитывая наличие измерителей (датчика угла крена γ и датчика угловой скорости $\dot{\gamma} = \omega_x$), выражение (20) запишем так:

$$\Delta \tilde{y} = \begin{pmatrix} \gamma - \gamma_0 \\ \omega_x - \omega_{x0} \\ \dot{\gamma} - \dot{\gamma}_0 \\ \dot{\omega}_x - \dot{\omega}_{x0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_1 + \dot{f}_3 \\ f_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta \gamma \\ \Delta \omega_x \\ \Delta \dot{\gamma} \\ \Delta \dot{\omega}_x \end{pmatrix}. \quad (22)$$

На базе выражения (22) алгоритм блока диагностики в целях идентификации составляющих вектора отказа $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]$ может быть представлен в виде, показанном на рис. 10 и 11.

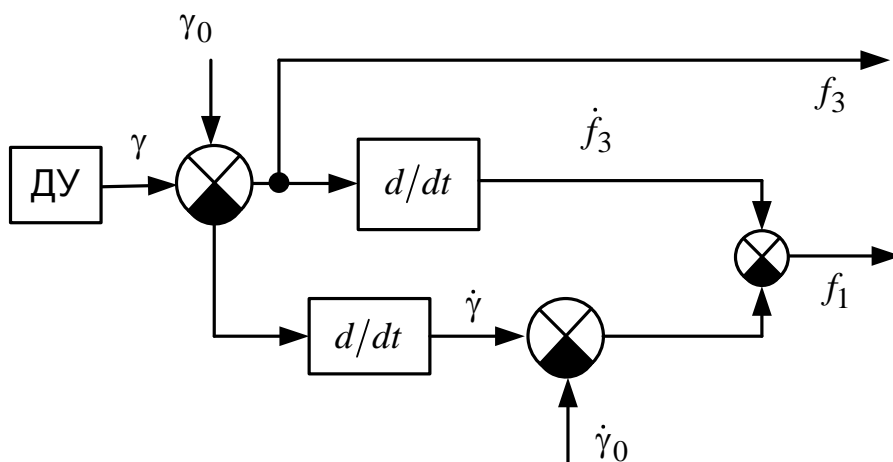


Рис. 10. Определение состояния составляющих вектора отказа f_1 и f_3

При построении системы диагностики на базе цифровых вычислительных систем в системе уравнений, представленных выражением (22), переменные, содержащие нулевые индексы, должны быть вычислены на k -м шаге, а текущие значения – на $(k+1)$ -м, что и отражено в выражении (23). Аналогичные изменения должны быть выполнены в алгоритмах, показанных на рис. 10 и 11.

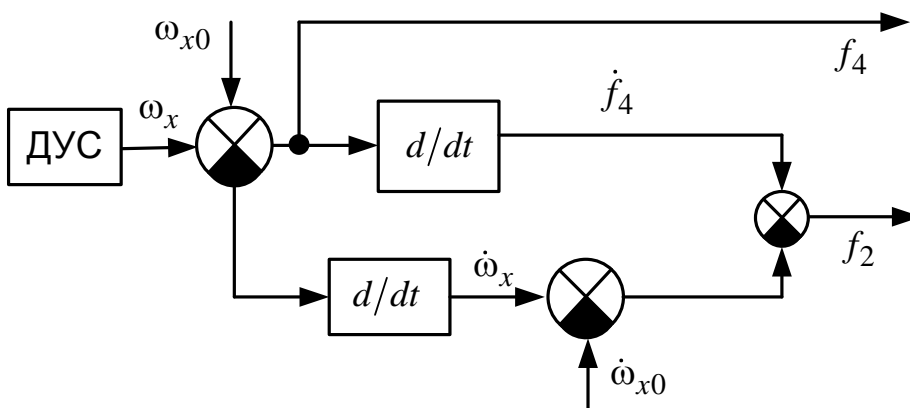


Рис. 11. Определение состояния составляющих вектора отказа f_2 и f_4

$$\Delta \tilde{y}(k+1) = \begin{pmatrix} \gamma(k+1) - \gamma(k) \\ \omega_x(k+1) - \omega_x(k) \\ \dot{\gamma}(k+1) - \dot{\gamma}(k) \\ \dot{\omega}_x(k+1) - \dot{\omega}_x(k) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_1 + \dot{f}_3 \\ f_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix}. \quad (22)$$

Анализируя состояние составляющих вектора отказа $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]$ с учетом рассчитанных для данной реальной схемы разрешающих способностей датчиков, вычислительной системы и установленных для них допустимых значений, можно легко установить состояние как датчика угла крена, датчика угловой скорости, так и всей системы в целом, используя только результаты алгоритмов, показанных на рис. 10 и 11. Так, при отказе датчика угла имеем

$$\begin{aligned} \Delta \gamma &= \gamma(k+1) - \gamma(k) = 0; \\ \Delta \dot{\gamma} &= \dot{\gamma}(k+1) - \dot{\gamma}(k) = 0, \end{aligned}$$

что свидетельствует о том, что составляющие вектора отказа $f_1 = 0$ и $f_3 = 0$, аналогично при отказе датчика угловой скорости имеем $f_2 = 0$ и $f_4 = 0$.

Наряду с борьбой с мгновенными отказами немаловажное значение имеет борьба с постепенной деградацией отдельных элементов и компонент реальных схем систем управления, которые, в конце концов, приводят к ухудшению показателей качества и уменьшению времени нормального функционирования данных систем. Этот вопрос предполагается рассмотреть в следующей работе.

Заключение

Проведенный анализ методов и принципов проектирования отказоустойчивых систем показывает, что данная задача принадлежит к самым актуальным задачам обеспечения надежности и живучести современных объектов авиационной и ракетно-космической техники. Для обеспечения упреждающего парирования отказов при выполнении заданной миссии ЛА следует иметь соответствующие методы и средства диагностирования и контроля технического состояния бортового оборудования ЛА и технологии их реализации, позволяющие получить необходимую информацию о состоянии бортового оборудования в реальном масштабе времени. Как следует из рассмотренных возможных принципов построения схем диагностирования применительно к системам стабилизации ЛА и их компонентов, в зависимости от требований к длительности эксплуатации, показателям качества, массогабаритным характеристикам, времени восстановления отказа и ряду других характеристик, всегда можно найти наиболее удовлетворительный вариант. При этом наиболее рациональным методом установления факта отказа компонентов является алгоритмический на основе изменения параметров вектора состояния системы, поскольку принятие решения о нарушениях в чувствительных элементах может быть выработано даже в отсутствии возможности подачи на их вход тестовых сигналов.

Список литературы

1. Blanke Mogens. Diagnosis and Fault-Tolerant Control [Text] / Mogens Blanke, Michel Kinnaert, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki, with contributious by Jochen Schroder. 2nd Edition. Springer Berlin Heidelberg New York. 2006. – 672 p.
2. Edwards, Christofer. Fault diagnosis and fault-tolerant control in aerospace systems [Text] / Christofer Edwards, Simani Silvio // International journal of Robust and Nonlinear Control. – Volume 29, issue 16. 10 November, 2019. – P. 5291-5292.
3. Земляков, С. Д. Реконфигурация систем управления летательных аппаратов при отказах [Текст] / С. Д. Земляков, В. Ю. Рутковский, А. В. Силаев // Автоматика и телемеханика. – Вып. 1, 1996. – С. 3-20.
4. Рациональное управление объектами: теория и приложения: монография [Текст] / Е. В. Гавриленко [и др.]; под общ. ред. А. С. Кулика. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2018. – 308 с.
5. Суббота, А. М. Разработка алгоритмов работы блоков диагностирования для современных технических систем управления [Текст] / А. М. Суббота, В. Ф. Симонов, В. А. Хливнюк // Авиационно-космическая техника и технология, 2015. – Вып. 4 (121). – С. 39-44.

References

1. Blanke Mogens. Diagnosis and Fault-Tolerant Control / Mogens Blanke, Michel Kinnaert, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki, with contributious by Jochen Schroder. 2nd Edition. Springer Berlin Heidelberg New York. 2006. – 672 p.
2. Edwards, Christofer. Fault diagnosis and fault-tolerant control in aerospace systems / Christofer Edwards, Simani Silvio // International journal of Robust and Nonlinear Control. – Volume 29, issue 16. 10 November, 2019. – P. 5291-5292.
3. Zemljakov, S. D. *Rekonfiguracija sistem upravljenja letatel'nyh apparatov pri otkazah* [Reconfiguration of aircraft control systems in case of failure] / S. D. Zemljakov, V. Ju. Rutkovskij, A. V. Silaev // Avtomatika i telemehanika. Vol. 1. 1996. – pp. 3-20.
4. *Racional'noe upravlenie ob'ektami: teorija i prilozhenija: monografija* [Rational Control of Objects: Theory and Applications: Monograph] / E. V. Gavrilenko [i dr.]; pod obshh. red. A. S. Kulika. Harkiv, Nac. ajerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «Harkiv. aviac. in-t», 2018. p. 308.
5. Subbota, A. M. *Razrabotka algoritmov raboty blokov diagnostirovanija dlja sovremennyh tehnycheskih sistem upravljenja* [Development of algorithms for the operation of diagnostic blocks for modern technical control systems] / A. M. Subbota, V. F. Simonov, V. A. Hlivnjuk // Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 2015. Vol. 4 (121). pp. 39-44.

Поступила в редакцию 05.02.2020, рассмотрена на редколлегии 06.02.2020

Аналіз методів підвищення відмовостійкості систем керування літальних апаратів

Розглянуто питання, що пов'язані з проектуванням систем стабілізації авіаційної і ракетно-космічної техніки з точки зору забезпечення цільової функції: система у процесі експлуатації має задовольняти усім заданим

показникам якості за умови забезпечення відмовостійкості функціонування на установленому відрізку часу. Проаналізовані загальні принципи проектування відмовостійких систем відповідно до напрямів Continuum, Fault Tolerant, Control by Diagnosis, до яких слід віднести такі, як модульність, незалежність відмов, надлишковість, швидке виявлення несправності. При цьому узагальнені та зведені у таблиці з метою наочності основні принципи відмовостійкості, серед яких виділені такі, як оптимізація, аналітична надлишковість, функціональне резервування, реконфігурація, а також швидке виявлення несправності на основі самоконтролю і результатів надлишковості. Для систем з активною відмовостійкістю наведені приклади побудови систем діагностики та прийняття рішень про несправність датчиків кутової швидкості (ДКШ), що використовують у каналах стабілізації літальних апаратів. Наведені і проаналізовані з точки зору одержання результатів діагнозу конкретні схеми: схеми побудови систем діагностики на базі двох ДШК шляхом порівняння їх вихідних сигналів, схема апаратної реалізації блока ДШК гіроскопічного типу з потенціометричним вихідним перетворювачем і системою автоматичного переключення ДШК, що відмовив, на аналогічний резервний, а також схема та принцип діагностики при одному працюючому ДШК у схемі автопілота і одного працюючого за межами схеми автопілота. З метою зменшення масогабаритних характеристик при проектуванні систем стабілізації з ПД-регуляторами запропоновано схему реконфігурації вихідної системи при відмовах як датчика кута (ДК), так і ДКШ. Окрім цього, запропоновано безпосередньо алгоритмічний метод виявлення несправних ДК і ДКШ в автопілотах статичного типу, для чого у рівняннях, що описують динаміку систем стабілізації у просторі стану, введені складові вектора відмови, за станом яких легко визначати датчик, що відмовив.

Ключові слова: відмова, діагностика, відмовостійкість, несправність, система стабілізації, автопілот, датчик кута, датчик кутової швидкості, алгоритм.

Analysis of Methods for Improving Fault-tolerance of Aircraft Control Systems

The issues related to the design of stabilization systems for aviation and rocket and space technology from the point of view of ensuring the main target function are considered: the system in operation must satisfy all the specified quality indicators, provided that it provides fault tolerance for a specified period of time. The general principles of designing fault-tolerant systems are analyzed in relation to the areas of Continuum, Fault Tolerant, Control by Diagnosis, which include modularity, independence of failures, redundancy, and quick failure detection. At the same time, the basic principles of improving fault tolerance are summarized and tabulated for clarity, among which are highlighted such as optimization, analytical redundancy, functional redundancy, reconfiguration, as well as the principles of quick failure detection based on self-monitoring and redundancy results. For systems with active fault-tolerance, examples are given of constructing diagnostic systems and making decisions about the serviceability of angular velocity sensors (AVS) used in aircraft stabilization channels. Specific schemes are presented and analyzed from the point of view of obtaining diagnosis results: schemes for constructing diagnostic systems based on two AVS by comparing their output signals, a hardware implementation diagram of a gyroscopic type AVS diagnostic unit with a potentiometric output transducer and a system for automatically switching a failed AVS to a similar backup

one, and the scheme and principle of diagnostics with one working AVS in the autopilot scheme and one working outside the autopilot scheme. In order to reduce the overall mass characteristics during the design of aircraft stabilization systems with PD controllers, a reconfiguration scheme of the original system is proposed for failures of both the angle sensor (AS) and the angular velocity sensor. In addition, a directly algorithmic method was proposed for identifying faulty of AS and AVS in static-type autopilots, for which purpose components of the failure vector were introduced into the equations describing the dynamics of the aircraft stabilization system in the state space, by the state of which it is easy to determine the failed sensor.

Keywords: failure, diagnostics, fault-tolerance, malfunction, stabilization system, autopilot, angle sensor, angular velocity sensor, algorithm.

Сведения об авторах:

Суббота Анатолий Максимович – к. т. н., профессор кафедры Систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, a.subota@khai.edu, ORCID 0000-0003-2235-585X.

Джұлгакөв Виталий Георгиевич – доцент кафедры Систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, v.dzhulgakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7586-1927.

About the Authors:

Subota Anatolii – Ph.D, Professor, Department of Aircraft Control Systems, National Aerospace University, M. Ye. Zhukovsky "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, a.subota@khai.edu, ORCID 0000-0003-2235-585X.

Dzhulgakov Vitalii – Associate Professor, Department of Aircraft Control Systems, National Aerospace University, M. Ye. Zhukovsky "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, v.dzhulgakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7586-1927.