

МЕТОДИ І АЛГОРИТМИ СУЧАСНИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

УДК 629.735.015.7.2:656.7.08

Д. Шевчук
Национальный авиационный университет

КОНЦЕПЦИЯ РЕКОНФИГУРАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА В ОТКАЗНЫХ СИТУАЦИЯХ

© Шевчук Д., 2012

Обоснована возможность применения системных методов реконфигурации управляющих поверхностей для возобновления управляемости и устойчивости самолета в условиях внезапного возникновения особой ситуации в полете. Приведена структурная и функциональная схема предложенной реконфигурируемой системы управления.

Ключевые слова: система управления, отказная ситуация, управляемость и устойчивость самолета, реконфигурация управления, рулевые органы.

Possibility of application of system methods of reconfiguration controlling surfaces is in-process grounded for proceeding in controllability and stability of airplane in the conditions of unnormal situations. The flow and functional diagram of offered reconfiguration control system is in-process resulted.

Key words: control system, unnormal situation, stability and controllability of the airplane, reconfiguration, steering organ.

Постановка проблемы

Эффективность применения авиационной техники неразрывно связана с проблемой безопасности полетов, успешное решение которой в значительной мере определяет перспективы развития как гражданской, так и военной авиации. Сложность решения проблемы обеспечения безопасности полетов непрерывно возрастает в связи с повышением интенсивности использования авиационной техники и расширением круга выполняемых ею функциональных задач. Текущая полетная ситуация в первую очередь характеризуется: условиями и режимами полета, функциональным состоянием экипажа, работоспособностью авиационных систем, а также аэродинамическим состоянием несущих поверхностей самолета. В результате действия неблагоприятных внешних факторов и деградирующих внутренних процессов может возникнуть особая полетная ситуация, которая подразделяется на четыре вида: усложнение условий полета, сложная ситуация, аварийная ситуация, катастрофическая ситуация [1]. Чрезвычайно высокая быстротечность развития особой ситуации (ОС) требует мгновенного вмешательства в ситуацию для принятия решений направленных на восстановление управляемости и устойчивости самолета и тем самым предотвращение перехода текущей полетной ситуации в катастрофическую.

В данной работе класс возможных отказов ограничим отказами (повреждениями) рулевых органов и приводов. Этот класс отказов достаточно распространен: так, по данным работы [2], 20 %

случаев потери самолетов связаны с отказами повреждениями системы автоматического регулирования (САУ), причем главным образом с отказами и повреждениями приводов рулевых органов. В [3] отмечено, что главной причиной ненадежности САУ современных самолетов являются отказы рулевых органов. Отказы приводов и рулевых органов следует рассматривать вместе, так как они по результатам проявления часто неотличимы друг от друга: отказ привода обычно приводит к фиксации соответствующей управляющей поверхности в некотором положении, отказ управляющей поверхности (заклинивание) приводит к тому же результату; снижение вследствие отказа добротности привода, так же, как и уменьшение площади управляющей поверхности вследствие попадания механического или биологического объекта, приводит к снижению эффективности соответствующего органа управления.

Традиционным подходом является введение аппаратной избыточности (резервирование). Однако вследствие этого возрастают масса и габариты самолета, что ограничивает универсальность этого подхода. Поэтому возникает вопрос о поиске более эффективных методов предотвращения развития ОС в полете. Одним из таких направлений может стать развитие системных методов реконфигурации управляющих поверхностей для возобновления управляемости и устойчивости самолета в условиях внезапного возникновения ОС в полете.

Основная часть

Под реконфигурацией будем понимать перераспределение управления на исправные органы с целью создания необходимых управляющих сил и моментов для восстановления управляемости и устойчивости самолета в условиях возникновения ОС в полете. Осуществление реконфигурации возможно для самолетов, обладающих избыточными органами управления. Так, в [4, 5] отмечено, что для высокоманевренных самолетов с пониженной статической устойчивостью, выходящих на критические значения угла атаки, для успешной реконфигурации при отказах необходимо хотя бы восемь независимых органов управления. Современные и перспективные высокоманевренные самолеты обладают большим количеством органов управления: элевоны (секционные, с независимым управлением каждой секцией), переднее горизонтальное оперение, интерцепторы, рули направления, поворотные сопла и др.

В самолетах, разработанных ранее, отсутствуют средства автоматического осуществления реконфигурации, эти функции полностью возлагаются на летчика. Поэтому результат реконфигурации полностью зависит от опыта и умения летчика, хотя принципиально реконфигурация позволила бы предотвратить 70 % случаев авиационных происшествий из-за отказов приводов и рулевых органов (это заключение сделано в [2] на основании анализа летных происшествий, имевших место в США). В [6, 7] приводятся два примера удачного и неудачного осуществления летчиком реконфигурации. В первом случае левая секция руля высоты самолета Delta L1011 оказалась зажата в положении 19° при взлете. Летчику удалось предотвратить аварию путем реконфигурации. Второй случай связан с аварией самолета DC-10 25 мая 1979 г. в Чикаго, вызванной потерей секции предкрылка самолета. Последующее моделирование ситуации показало, что летчик мог бы избежать аварии с помощью реконфигурации [8].

В связи с этим целесообразно на этапе разработки САУ самолетов заложить в систему средства автоматического осуществления реконфигурации. В этом направлении в 1994 г. лабораторией динамики полета ВВС США была начата разработка программы SRFCS (Self-Repairing Flight Control System) [2], целью которой является осуществление при разработке САУ современных и перспективных самолетов мероприятий, обеспечивающих реконфигурацию и диагностирование системы и направленных в конечном счете на повышение надежности, отказоустойчивости, живучести. Программа SRFCS предусматривает два основных подхода [2]. Первый связан с автоматической реконфигурацией, второй – с построением экспертных диагностических систем, дающих рекомендации летчику в зависимости от сложившейся полетной ситуации.

Разработки методов и моделей реконфигурации управляющих воздействий на самолет в условиях возникновения особых ситуаций в полете посвящена работа [4]. Для реконфигурации управляющих воздействий при отказах приводов и органов управления используется два подхода

[4]: параметрическая и структурная. Параметрическая – изменение коэффициентов обратной связи исполнительных механизмов с учетом технического состояния самолета, для улучшения эффективности их функционирования. Структурная – перераспределение управления между исправными органами управления для восстановления приемлемых характеристик управляемости и устойчивости в условиях ОС в полете.

На рис. 1 представлена упрощенная структурная схема реконфигурируемой системы управления.

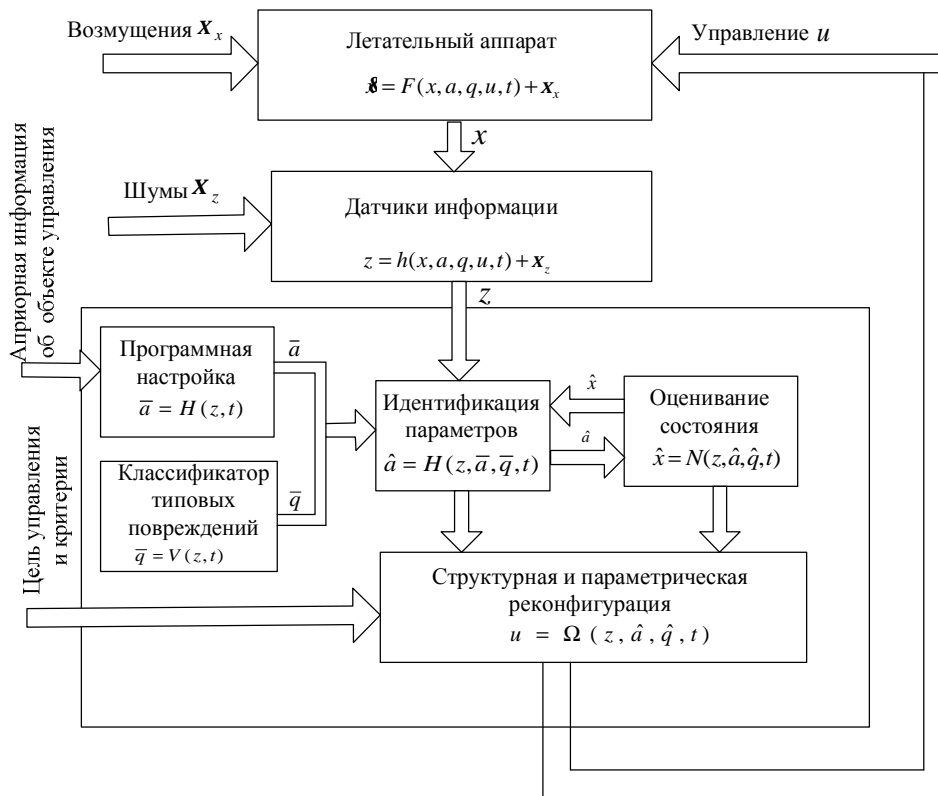


Рис. 1. Упрощенная структурная схема реконфигурируемой системы управления

Реконфигурируемая система управления рассматриваемого типа предполагает выполнение трех взаимосвязанных процедур:

- определение динамических характеристик самолета в процессе выполнения полета;
- оценивание технического состояния основного самолетного оборудования, а также целостности внешнего обвода самолета;
- формирование управляющих сигналов на исполнительные органы самолета с использованием информации, получаемой с помощью первых двух процедур.

Будем полагать, что движение самолета описывается дифференциальным уравнением:

$$\dot{x} = F(x, a, q, u, t) + x_x \quad (1)$$

где x – n -мерный вектор состояния объекта, определенный в пространстве X , a – r -мерный вектор параметров, принимающий значения из множества A и определяемый свойствами среды; q – вектор целостности внешнего обвода самолета в полете, учитывающий влияние типовых повреждений на аэродинамические свойства самолета, u – m -мерный вектор управляющих воздействий, формируемый реконфигурируемой системой управления и принадлежащий множеству U ; t – текущее время, принадлежащее отрезку $[t_0, t_k]$ на котором определена ОС в полете; x_x – n -мерный вектор неконтролируемых возмущений (шумы, помехи измерения и т. д.);

F – n -мерная векторная функция указанных аргументов, известная, по предположению, на основе теоретических и экспериментальных исследований.

Наблюдение за движением самолета осуществляется с помощью комплекса датчиков, измеряющих компоненты состояния объекта и управления, а также целостность его внешнего обвода в полете:

$$z = h(x, a, q, u, t) + x_z \quad (2)$$

где z – l -мерный вектор наблюдений в пространстве Z , x_z – l -мерный вектор аддитивных шумов, искажающих показания датчиков; h – l -мерная векторная функция указанных аргументов, известная на основе теоретических и экспериментальных исследований датчиков информации. Результаты измерений поступают в реконфигурируемую систему управления, где используются для определения динамических характеристик самолета и оптимального (субоптимального) оценивания его состояния.

Следующий этап функционирования предложенной реконфигурируемой системы управления является процесс параметрической идентификации динамических характеристик самолета в условиях возникновения ОС в полете, который в общем виде описывается оператором:

$$\hat{a} = H(z, \bar{a}, \bar{q}, t) \quad (3)$$

Таким образом, в рассматриваемой структуре полагается, что идентификация осуществляется в некоторой окрестности программного значения вектора параметров. В процессе идентификации реконфигурируемая система управления учитывает факторы, влияющие на динамические свойства самолета (неблагоприятные внешние факторы и деградирующие внутренние процессы).

На основе сигналов датчиков и оценок параметров объекта осуществляется оптимальное (или субоптимальное) оценивание состояния объекта, позволяющее в значительной степени повысить точность информации о векторе x :

$$\hat{x} = N(z, \hat{a}, \hat{q}, t) \quad (4)$$

где \hat{x} – n -мерный вектор оценки параметров вектора x .

Итоговой процедурой реконфигурируемой системы управления является оптимизация управляющих воздействий на исполнительные органы управления самолета на основе, задаваемых цели управления и критериев оптимизации для предотвращения развития ОС в полете. Оператор, описывающий формирование вектора оптимальных управлений, имеет вид:

$$u = \Omega(z, \hat{a}, \hat{q}, t) \quad (5)$$

Критерии оптимальности, сформированные заблаговременно, определяют меру, опираясь на которую алгоритм управления выбирает наиболее благоприятный путь достижения объектом заданного состояния $x_{зад}$. Структура оператора Ω зависит от способа задания цели управления, минимизируемых критериев и выбора метода оптимизации, располагаемым временем развития ОС в полете, а также аэродинамическим состоянием внешнего обвода самолета.

Выводы

Сформулируем основные выводы по данной статье.

1. Отказы приводов и органов управления приводят обычно к следующим последствиям: пропорциональное снижение эффективности рулевого органа; фиксация управляющего органа в некотором положении (максимальном, минимальном, нулевом), снижение эффективности соответствующего органа управления вследствие уменьшения площади управляющей поверхности в результате попадания механического или биологического объекта.

2. В условиях избыточности органов управления задача реконфигурации принципиально может быть решена.

3. Алгоритм создания предложенной реконфигурируемой системы управления содержит следующие этапы:

- формулирование критериев оптимальности;

- разработка математической модели самолета с учетом поправок, которые вносит в процесс управления ОС;
- синтез законов и моделей реконфигурации управления;
- разработка алгоритмов адаптации (настройки) законов управления по режимам функционирования пилотажно-навигационного оборудования самолета;
- реализация полученных законов и моделей реконфигурации с помощью управляющих БЦВМ.

1. *Нормы лётной годности гражданских самолётов СССР. (НЛГС – 3). Межведомственная комиссия по нормам лётной годности гражданских самолётов и вертолётов СССР. – 3-е изд. – 1984. – 464 с.* 2. *Eslinger R.A., Chandler P.R. Self-repairing flight control system program overview // Proc. IEEE National Aerospace and Electronics Conf. – 1988. –Vol. 2. – P. 504–511.* 3. *Ostroff A.J., Hueschen R.M. Investigation of control law reconfigurations to accommodate a control element failure on a commercial airplane // Proc. American Control Conf. – 1984. – Vol. 3. – P. 1746–1754.* 4. *Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті: монографія / В. М. Казак. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2010. – 284 с.* 5. *Глумов В.М., Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Силаев А.В. Алгоритмическое обеспечение отказоустойчивости систем автоматического управления // АиТ. 1988. – № 9. С. 3-33.* 6. *Napolitano M.R., Swaim R.L. A new technique for aircraft flight control reconfiguration // Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. – 1989. – Pt. 1. – P. 1–9.* 7. *Bonnice W.F., Wagner E., Motyke P., Hall S. The application of the detection filter to aircraft control surface and actuator failure detection and isolation // Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf., 1985. – P. 732–740.* 8. *Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Силаев А.В. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах // АиТ. – 1996. – N 10. – С. 3–20.*