

**Заключение.** Исследование процессов в контуре управления ЛА по крену показали, что при использовании предлагаемого принципа управления [5] возможно выполнение маневра «переворот через крыло», поскольку автоматическая система управления остаётся устойчивой, и могут быть отработаны углы крена, близкие к  $180^\circ$  ( $179,9^\circ$ ).

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Красовский А.А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 560 с.
2. *Красовский А.А.* Статистическая теория переходных процессов в системах управления. – М.: Наука, 1968. – 446 с.
3. *Красовский А.А.* Аттракторы и синтез управлений в критических режимах // Известия Академии наук. Теория и системы управления. – 1996. – № 3. – С. 5-14.
4. *Матюхин В.И.* Универсальные законы управления механическими системами. – М.: МАКС Пресс, 2001. – 252 с.
5. *Гелозе Ю.А., Клименко П.П.* Управление процессами в нелинейных системах. – М.: Радио и связь. – 2006. – 264 с.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор В.В. Тютиков.

**Максимов Александр Викторович** – Федеральное государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Южный федеральный университет»; e-mail: kafmps@tppark.ru; 347900, г. Таганрог, ул. Петровская, 81; тел. 88634328058, кафедра микропроцессорных систем; доцент.

**Гелозе Юрий Андреевич** – e-mail: rts@tsure.ru, 347928, г. Таганрог, пер. Некрасовский, 44; тел.: 88634371637; кафедра радиотехнических и телекоммуникационных систем; доцент.

**Клименко Павел Петрович** – кафедра радиотехнических и телекоммуникационных систем; доцент.

**Maksimov Aleksandr Viktorovich** – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education «Southern Federal University»; e-mail: kafmps@tppark.ru; 81, Petrovskay street, Taganrog, 347900, Russia; phone: +78634328058, the department of microprocessor systems; associate professor.

**Gelozhe Yury Andreevich** – e-mail: rts@tsure.ru; 44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia; phone: +78634371637; the department of radio engineering and telecommunication systems; associate professor.

**Klimenko Pavel Petrovich** – the department of radio engineering and telecommunication systems; associate professor.

УДК 681.51

**А.С. Мушенко**

#### **АЛГОРИТМ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ ПРОЦЕДУРЫ СИНТЕЗА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

*Рассмотрен иерархический подход к конструированию законов взаимосвязанного управления пространственным движением летательного аппарата на основе нелинейной математической модели движения твердого тела 12-го порядка. Приведен алгоритм иерархического разбиения задачи синтеза законов управления летательными аппаратами на три уровня. На верхнем уровне синтезируются базовые законы управления. На втором, промежуточном уровне с помощью известных алгебраических уравнений связи, описывающих зависимость между обобщенными векторами сил и моментов сил и аэродинамически*

ми коэффициентами и углами управления управляющих поверхностей для летательного аппарата определенной аэродинамической схемы, продемонстрирована технология конструирования законов управления «среднего уровня» на основе базовых обобщенных законов «верхнего уровня». Законы «среднего уровня» могут быть использованы в качестве уставок для локальных систем управления приводами исполнительных механизмов летательных аппаратов.

*Летательный аппарат; метод АКАР; синергетическая теория управления; нелинейное управление; динамика полета; иерархическое управление.*

**A.S. Mushenko**

### **ALGORITHM OF HIERARCHICAL DE-COMPOSITION OF AIRCRAFT CONTROL DESIGN PROCEDURE**

*In the paper we explore the hierarchical approach to aircraft spatial motion co-related control design basing on 12-th order nonlinear math. model of rigid body motion. We provide the algorithm of deriving the design procedure into three stage. The top level provides the base control laws. By using of known algebraic coupling equation describing dependence between united vector of forces and moments of forces, and aerodynamic coefficients and control surface deflection angles for special aircraft, we present the technique of control law design for middle-level control basing of universal united control laws of top-level. The middle-level laws may be used as a desired values for local automation systems for aircraft actuators control.*

*Aircraft; ADAR method; synergetic control theory; nonlinear control; dynamics of flight; hierarchical control.*

**Введение.** При применении различных методов синтеза устройств управления в реальных сложных технических системах неизбежно введение некоторой совокупности допущений, упрощений, а также разбиение исходной задачи или объекта управления на совокупность более простых подзадач или подсистем. Проблема состоит во введении необходимых допущений таким образом, чтобы используемая исходная математическая модель и построенные на ее основе регуляторы были в достаточной степени адекватны поведению рассматриваемого физического объекта.

Одним из известных подходов к разрешению проблемы сложности системы может быть применение различных видов декомпозиции моделей объектов [1, 2, 3]. При анализе сложных динамических объектов управления на этапе выбора или формирования «рабочей» математической модели различают следующие виды декомпозиции систем [2. С. 16]:

- ◆ структурная (объектная) декомпозиция – выделение более простых подсистем, допускающих раздельное рассмотрение;
- ◆ функциональная (задачно-ориентированная) декомпозиция – разбиение общей проблемы на несколько частных задач различного уровня иерархии;
- ◆ временная декомпозиция – выделение отдельных режимов работы системы.

В основном при анализе многосвязных многомерных объектов широко применяется первый вид декомпозиции, имеющий известные недостатки. Применительно к летательным аппаратам (ЛА) структурная декомпозиция состоит в выделении изолированных каналов управления отдельно для каждой переменной системы. К таким подсистемам относятся, например, канал угла тангажа, канал поддержания вертикальной скорости полета при посадке и т.д. Такое разделение происходит при линеаризации исходной математической модели и пренебрежении перекрестными связями между каналами управления. Хотя такое «упрощение» позволяет полностью описать все технические блоки, входящие в рассматриваемый

мые контуры управления – от системы датчиков до исполнительного механизма, включая в некоторых случаях динамику приводов рулевых машинок и т.д., но очевидно, что при синтезе векторных регуляторов использование нелинейной модели высокого порядка, описывающей еще и все технические средства управления полетом, приведет к избыточному усложнению самой процедуры синтеза законов управления, а вид возможных полученных законов управления будет чрезвычайно сложен для технической реализации. Более того, такой подход самоисключает какую-либо универсальность и возможность серьезной модернизации предлагаемых законов управления и процедур их синтеза, поскольку они будут непосредственно привязаны к уникальной комбинации рассматриваемых технических средств управления.

**Алгоритм декомпозиции.** При анализе нелинейной модели пространственного движения предлагается использовать второй и третий подходы к декомпозиции системы. В первую очередь, это временная декомпозиция – постановка разного набора целей и приоритетов при управлении различными режимами полета ЛА. Задачно-ориентированная декомпозиция будет выражена в следующей иерархии (алгоритме) решения проблемы управления полетом ЛА:

1. Нахождение законов управления изменения обобщенных сил и моментов сил, входящих в систему уравнений [1]:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1(t) &= -x_3x_5 + x_2x_6 - g \sin x_{10} + (1/m)u_1; \\
 \dot{x}_2(t) &= -x_1x_6 + x_3x_4 - g \cos x_{11} \cos x_{10} + (1/m)u_2; \\
 \dot{x}_3(t) &= -x_2x_4 + x_1x_5 + g \sin x_{11} \cos x_{10} + (1/m)u_3; \\
 \dot{x}_4(t) &= a_2x_5x_6 + a_1u_4; \quad \dot{x}_5(t) = a_4x_4x_6 + a_3u_5; \quad \dot{x}_6(t) = a_6x_4x_5 + a_5u_6; \\
 \dot{x}_7(t) &= x_1 \cos x_{12} \cos x_{10} + x_2 (\sin x_{11} \sin x_{12} - \cos x_{11} \cos x_{12} \sin x_{10}) + \\
 &\quad + x_3 (\cos x_{11} \sin x_{12} + \sin x_{11} \cos x_{12} \sin x_{10}); \\
 \dot{x}_8(t) &= x_1 \sin x_{10} + x_2 \cos x_{11} \cos x_{10} - x_3 \sin x_{11} \cos x_{10}; \\
 \dot{x}_9(t) &= -x_1 \sin x_{12} \cos x_{10} + x_2 (\sin x_{11} \cos x_{12} + \cos x_{11} \sin x_{12} \sin x_{10}) + \\
 &\quad + x_3 (\cos x_{11} \cos x_{12} - \sin x_{11} \sin x_{12} \sin x_{10}); \\
 \dot{x}_{10}(t) &= x_5 \sin x_{11} + x_6 \cos x_{11}; \\
 \dot{x}_{11}(t) &= x_4 - \operatorname{tg} x_{10} (x_5 \cos x_{11} - x_6 \sin x_{11}); \\
 \dot{x}_{12}(t) &= x_5 \frac{\cos x_{11}}{\cos x_{10}} - x_6 \frac{\sin x_{11}}{\cos x_{10}},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $x_1 = V_x$ ,  $x_2 = V_y$ ,  $x_3 = V_z$  – проекции вектора линейной скорости на оси связанной системы координат;  $x_4 = \omega_x$ ,  $x_5 = \omega_y$ ,  $x_6 = \omega_z$  – проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат;  $x_7 = X$ ,  $x_8 = Y$ ,  $x_9 = Z$  – координаты центра масс ЛА в земной системе координат;  $x_{10} = \vartheta$ ,  $x_{11} = \gamma$ ,  $x_{12} = \chi$  – углы тангажа, крена и рыскания соответственно;  $u_1 = F_x$ ,  $u_2 = F_y$ ,  $u_3 = F_z$  – результирующие силы по осям координат;  $u_4 = M_x$ ,  $u_5 = M_y$ ,  $u_6 = M_z$  – суммарные моменты сил;  $g$  – ускорение свободного падения;  $m$  – масса аппарата;  $a_1 = 1/I_x$ ,  $a_2 = (I_y - I_z)/I_x$ ,  $a_3 = 1/I_y$ ,  $a_4 = (I_z - I_x)/I_y$ ,  $a_5 = 1/I_z$ ,  $a_6 = (I_x - I_y)/I_z$ ;  $J_x, J_y, J_z$  – моменты инерции самолета.

В [4] приведена процедура синергетического синтеза базовых нелинейных законов синергетического управления объектом (1) в виде соотношений, регламентирующих изменение векторов сил и моментов сил  $F$  и  $M$ , входящих в пра-

вые части первых 6 уравнений системы (1). Полученные законы будут являться базовыми универсальными алгоритмами управления для подвижных объектов различных компоновочных схем, пространственное движение которых может быть описано системой уравнений (1).

2. На основе полученных базовых универсальных законов изменения сил и моментов в соответствии с заданной компоновочной схемой (назначением и расположением органов управления) находятся законы, описывающие отклонение рабочих управляющих органов в зависимости от состояния объекта и поставленных задач. Эти законы будут являться задающими воздействиями (целями управления) для исполнительных механизмов управляющих поверхностей.

Например, для летательного аппарата самолетной компоновки можно раскрыть зависимость [1]:

$$\mathbf{F} = [c_x \quad c_y \quad c_z]^T, \quad \mathbf{M} = [m_x \quad m_y \quad m_z]^T. \quad (2)$$

с помощью системы алгебраических уравнений [1], описывающих конкретную компоновочную схему [1, 4].

3. Локальные регуляторы исполнительных механизмов (управление на нижнем уровне) формируют программы управления для электрических приводов рулевых машинок (либо гидравлических систем управления), реализующих выполнение поставленных задающих воздействий. Электрический привод также является в общем случае сложной электромеханической системой, для эффективного управления которой в [5, 6] предложены новые векторные нелинейные синергетические регуляторы и стратегии управления.

Структура этой иерархической схемы синтеза показана на рис. 1. Отметим, что задачно-ориентированное иерархическое управление технологическим процессом в полной мере соответствует понятиям «внешних» и «внутренних» управлений [3, 5] метода АКАР. Также следует добавить, что в результате применения указанных принципов декомпозиции рассматриваемая задача управления движением системы в целом дополняется правилами взаимодействия подсистем [2], например, ограничениями на управления, вводимыми на уровне локальных регуляторов.

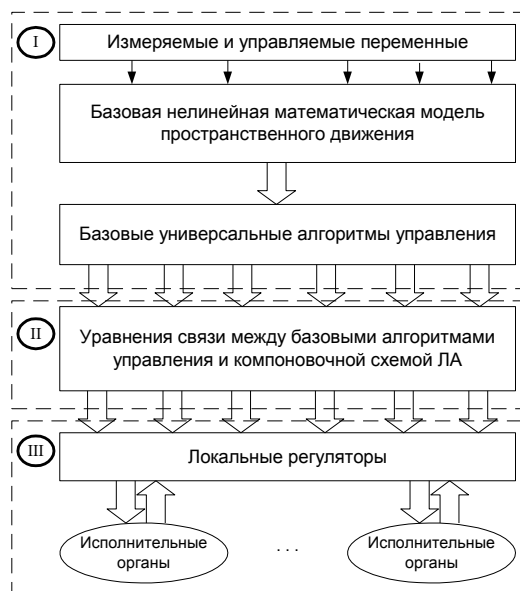


Рис. 1. Уровни иерархии: I – верхний, II – средний, III – нижний

Таким образом, на втором, среднем, уровне иерархии необходима информация об аэродинамической компоновке ЛА, которая непосредственно должна быть отражена в системе алгебраических уравнений [1]. Для этой системы полученные фундаментальные алгоритмы по модели (1) (приведены в [4]) будут являться внутренними управлениями.

**Пример нахождения законов управления среднего уровня.** Приведем пример формирования внешних законов управления исполнительными устройствами ЛА на основе полученных базовых соотношений по модели (1), приведенных в [4].

Процедура нахождения законов управления автопилота относительно углов отклонения  $\delta$  управляющих поверхностей теперь сводится к решению системы алгебраических уравнений вида (2). Правая часть уравнений (2) зависит от компоновочной схемы рассматриваемого ЛА. Допустим, что для ЛА на определенном этапе полета задействовано шесть органов управления, включая ручку управления тягой двигателя. В таком случае решим аналитически систему алгебраических уравнений, описывающих аэродинамическую компоновку ЛА, с учетом (2) относительно неизвестных переменных  $\delta$  на ЭВМ с помощью пакета прикладных программ Maple.

После подстановки в полученное решение найденных в [4] базовых законов управления для объекта (1) получим законы управления (здесь не приводятся из-за ограниченности объема статьи) в аналитическом виде для углов отклонения выбранных управляющих поверхностей.

С учетом значений аэродинамических коэффициентов при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  процессы изменения углов отклонения управляющих поверхностей будут иметь следующий вид (рис. 2–7). Переходной процесс на рис. 5 стремится к нулю в связи с тем, что при моделировании системы принято допущение об отсутствии сопротивления среды.

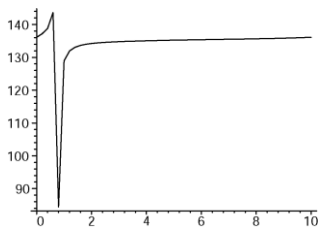


Рис. 2. Относительное изменение положения руля высоты

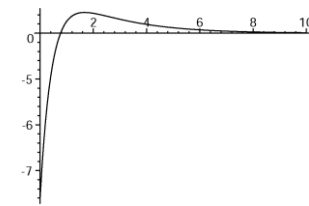


Рис. 3. Относительное изменение положения элеронов

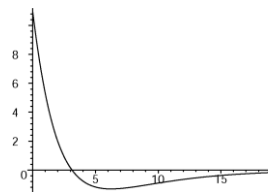


Рис. 4. Относительное изменение положения закрылков

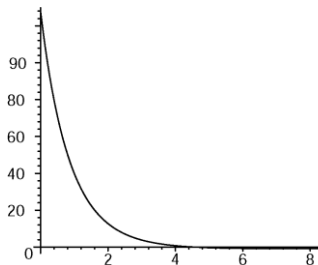


Рис. 5. Относительное изменение положения ручки управления тяги двигателя

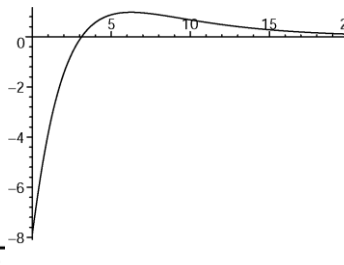


Рис. 6. Относительное изменение положения горизонтального оперения

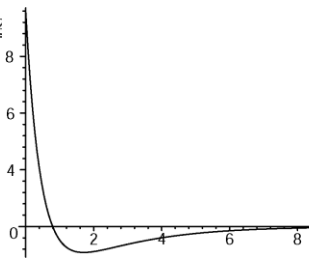


Рис. 7. Относительное изменение положения руля направления

Моделирование работы управляющих поверхностей ЛА (см. рис. 2–7) выполнено в относительных единицах при допущении об идеальности исполнительных механизмов. При этом использовались некоторые значения аэродинамических коэффициентов, приведенные в Приложении III источника [1], в котором указаны аэродинамические характеристики для гипотетического самолета.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987.
2. Мирошник И.В., Никифоров В.О., Фрадков А.Л. Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. – СПб.: Наука, 2000.
3. Колесников А.А. Синергетическая теория управления. – М.: Энергоатомиздат, 1994.
4. Колесников А.А., Мушенко А.С. Синергетическое управление процессами пространственного движения летательных аппаратов // Авиакосмическое приборостроение. – 2004. – № 2. – С. 38-45.
5. Современная прикладная теория управления. Ч. II: Синергетический подход в теории управления / Под. ред. А.А. Колесникова. – М.-Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000.
6. Современная прикладная теория управления. Ч. III: Новые классы регуляторов технических систем / Под. ред. А.А. Колесникова. – М.-Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор А.В. Боженюк.

**Мушенко Алексей Сергеевич** – Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Южный федеральный университет»; e-mail: mushenko.alexey@gmail.com; 347900, г. Таганрог, ул. Чехова, 2; тел.: 88634318090; кафедра синергетики и процессов управления; к.т.н.; старший научный сотрудник.

**Mushenko Alexey Sergeevich** – Federal State-Owned Autonomy Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”; e-mail: mushenko.alexey@gmail.com; 2, Checkhov street, Taganrog, 347928, Russia; phone: +78634318090; the department of synergetics and control; cand. of eng. sc.; senior scientist.

УДК 656.13:681.518+343.982.3

**А.О. Пьявченко**

#### **ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К АВТОМОБИЛЬНОЙ ПОДСИСТЕМЕ БИОМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ВОДИТЕЛЯ**

*Рассмотрена необходимость создания высоконадежных, защищенных от несанкционированного доступа автомобильных подсистем идентификации водителя. Приведен краткий обзор по современным методам биометрической идентификации. Указывается на то, что решения в биометрических системах идентификации принимаются на основе вероятностного характера полученной информации. В связи с этим, отмечена необходимость комплексного подхода к решению проблемы создания подсистемы. Определены основные признаки конкурентно-способной автомобильной подсистемы идентификации, базирующейся на принципах интеграции выбранных методов биометрической идентификации с RFID- и DSP-технологиями. Отмечено, что в процессе проектирования подсистемы необходимо учитывать физические и психологические условия ее применения, простоту эксплуатации и обучения.*

*Автотранспортное средство; подсистема многоуровневой биометрической идентификации; идентификационный код; биодинамическая подпись; DSP- и RFID-технологии; беспроводная и спутниковая связь с диспетчерским пунктом.*