

УДК 62-50

СОВРЕМЕННЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СИНТЕЗА СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ*

©2004 г. Б.Р. Андриевский, А.Л. Фрадков

Санкт-Петербург, Институт проблем машиноведения РАН

Поступила в редакцию 11.07.03 г., после доработки 4.11.03

В обзоре дан анализ докладов 15-го Всемирного конгресса ИФАК, посвященных теории и системам управления летательными аппаратами. Анализируются также некоторые доклады, представленные на других международных конференциях, и журнальные публикации последних лет.

Введение. В авиации и космонавтики Россия продолжает оставаться в числе мировых лидеров. Однако доля российских участников зарубежных научных конференций по данной тематике за последние годы существенно снизилась. Очевидно, в этих условиях подготовка обзоров статей и докладов на крупных международных конференциях особенно важна для сохранения лидирующих позиций отечественной науки в аэрокосмической отрасли.

Сказанное в полной мере относится к задачам проектирования систем управления летательными аппаратами, решение которых отличается значительной наукоемкостью и оказывает существенное влияние на конкурентоспособность новых разработок.

Всемирные конгрессы ИФАК – Международной федерации по автоматическому управлению (*International Federation on Automatic Control*,

* Работа частично финансирована Российским Фондом фундаментальных исследований (РФФИ), грант 02-01-00765, научной программой Президиума РАН №19 (проект 1.4) и федеральной программой «Интеграция».

IFAC) являются наиболее крупными международными форумами в области теории и систем управления, выступить на которых стремятся все активно работающие специалисты в данной области.

Крупнейшими международными встречами специалистов, целиком посвященными вопросам управления летательными аппаратами, являются симпозиумы ИФАК. Последний такой симпозиум (*15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*) состоялся в 2001 г. в Болонье (Италия) и собрал около 100 участников. Из 95 докладов отечественные достижения были представлены 11 докладами, что показывает растущий интерес российских научных и инженерных работников к аэрокосмической тематике.

К сожалению, подробный обзор материалов указанного симпозиума и конгресса ИФАК в отечественной научной печати не приводился, что ограничивает информированность отечественных специалистов о зарубежных достижениях в данной области.

В настоящем обзоре предпринята попытка заполнить указанный пробел и дан анализ докладов 15-го Всемирного конгресса ИФАК, посвященных теории и системам управления летательными аппаратами (ЛА). По мере необходимости анализируются также некоторые доклады, представленные на других международных конференциях и журнальные публикации последних лет.

15-й Всемирный конгресс ИФАК проходил в испанском городе Барселона с 21 по 26 июля 2002 г. Программа конгресса содержала 1757 докладов, в том числе около 60 докладов, относящихся к задачам управления, наведения и навигации в аэрокосмической области. 35 докладов было заслушано на следующих заседаниях, целиком посвященных данной тематике:

- Управление самолетами и другими воздушными судами;
- Нелинейные, робастные и отказоустойчивые (*fault tolerant*) аэрокосмические системы управления;
- Применение современных методов синтеза многосвязных (*Multi-Input-Multi-Output*, МИМО) систем управления в задачах управления полетом;
- Управление космическими кораблями и ракетами;
- Современные методы наведения и управления ракет;
- Управление ЛА в полете и зависании; управление беспилотными ЛА (БПЛА, *Unmanned Aerial Vehicles*, UAVs);

Остальные доклады были представлены в качестве стендовых на секции «Стендовые доклады по наземному транспорту и подвижным объектам» (*Transportation and Vehicles*), а также разбросаны по другим секциям.

Ниже дается обзор докладов по соответствующим заседаниям.

1 Управление самолетами (Aircraft Control) . Одной из важнейших задач управления движением ЛА в атмосфере является задача планирования (прокладки) траектории. В докладе [1], представленном исследователями из Калифорнийского технического института США (*Caltech*), рассматривается задача выбора оптимальной траектории движения ЛА с учетом возможности ее реализации при данных аэродинамических характеристиках аппарата. Основной акцент делается на разработку и реализацию вычислительных методов, позволяющих решать задачу формирования траектории в реальном времени. Авторами используется пакет программ синтеза траекторий («генератор траекторий»), позволяющий получить физически реализуемые программные (*feed-forward*) и опорные (*reference*) траектории при наличии ограничений, присущих объекту управления и среде. В докладе нет описания вычислительных алгоритмов; основное внимание уделяется результатам компьютерного моделирования и лабораторных экспериментов на испытательном стенде с туннельным винтом (*Caltech Ducted Fan Testbed*). Туннельный винт рассматривается как масштабная модель высокоманевренного беспилотного боевого самолета (БПБС) (*Uninhabited Combat Air Vehicle, UCAV*). БПБС может обрабатывать команды оператора, или выдерживать заданную программу полета без вмешательства оператора. Задача выработки траектории может состоять в атаке цели при динамически изменяющейся обстановке, либо получении траектории, при которой минимизируется поперечное сечение БПБС для уклонения от обнаружения радаром при разведывательных полетах. Траектории с минимальным временем рассчитываются для парящего (*hover-to-hover*) полета и маневров при движении вперед. Учитываются также внезапные изменения ограничений траектории в результате возникновения препятствий и опасных ситуаций. В докладе описываются результаты экспериментов, полученные с использованием пакета программ «Генерация Нелинейных Траекторий» (*Nonlinear Trajectory Generation, NTG*), и подтверждающих высокое качество замкнутой системы для всех рассматриваемых маневров. Как отмечено в докладе, достигается построение траекторий в реальном времени, несмотря на существенно нелинейный и невыпуклый характер решаемой задачи. Заметим, что в докладе не приводится утверждений и доказательств того, что найденные решения оптимальны. Тем не менее, приведенные иллюстрации и представленный во

время выступления видеофильм показывают, что рассмотренная модельная система действительно соответствует предъявленным требованиям.

Доклад [2], материалы которого частично отражены и в ранее опубликованных работах [3]–[6], посвящен задачам управления «невывесняющими судами» (к которым относятся суда на воздушной подушке, экранопланы, суда на подводных крыльях). Эти задачи близки к задачам управления воздушными судами. Особенную важность имеет обеспечение высокой точности высоты полета относительно возмущенной морской поверхности. В [2] приводится описание данной проблемы, и намечаются основные пути ее решения. Приводятся также примеры алгоритмов обработки данных, поступающих с измерительной аппаратуры, и описывается разработанный с участием автора доклада фазовый радиовысотомер для использования на экспериментальной модели экраноплана.

Одной из тенденций исследований последних лет является использование современных методов нелинейной динамики и управления, в частности – теории бифуркаций и теории хаотических систем. Это направление развивается на кафедре Аэрокосмических исследований Бристольского университета в Великобритании (*University of Bristol*). Представленный оттуда доклад [7] посвящен так называемому методу «сшивания бифуркаций» (*bifurcation tailoring*), использование которого продемонстрировано для нелинейной модели второго порядка высокоманевренного самолета. Согласно данному методу, поведение системы регулируется путем изменения ее бифуркационной диаграммы. Метод сшивания бифуркаций состоит в выработке подходящего управляющего воздействия, при котором замкнутая система имеет требуемую бифуркационную диаграмму. В докладе ставится задача получить заданную бифуркационную диаграмму зависимости угла атаки α от отклонения руля высоты δ_{el} . С этой целью предлагается решать в процессе управления систему нелинейных уравнений для выработки командного сигнала в прямой цепи (*on-line feedforward scheduling*). При решении уравнений используется метод Ньютона. Для обеспечения устойчивости замкнутой системы относительно выбранного состояния равновесия используется метод адаптивного управления с эталонной моделью. Метод сшивания бифуркаций более подробно описан в другом докладе авторов на Конгрессе ИФАК [8], где его применение проиллюстрировано на примере системы Дuffинга. Дополнительную информацию можно найти в [9, 10] и на сайте *Aero-Chaos Group-Systems Engineering* Бристольского университета <http://www.men.bris.ac.uk/chaos/>. Идея метода состоит в использовании некоторых компонент вектора управления для получения требуемой динамики замкнутой системы при различных значениях бифуркационного параметра. В [7] рассматривается ЛА,

для которого характерно скачкообразное изменение угла атаки α в некоторой области (в окрестности -20°) углов отклонения рулей высоты δ_{el} . Для получения гладкой статической зависимости $\alpha = \alpha(\delta_{el})$ предлагается использовать дополнительное управление – изменение вектора тяги δ_{tp} . Заметим, что в статьях [7]–[10] не дано теоретического анализа устойчивости замкнутой системы с предложенным методом управления. Далее, предполагается, что p является «медленно изменяющимся параметром системы». Для иллюстративного примера системы Дуффинга, рассмотренного в [8], это предположение может быть оправданным, но оно неосновательно по отношению к отклонению руля высоты ЛА δ_{el} . Эта проблема обходится стороной в [7], более того, в численном примере предполагается, что руль высоты меняет положение с постоянной скоростью 10^{-3} град/с. Как будет вести себя система при реальном изменении угла $\delta_{el}(t)$ из доклада неясно. Кроме того, построение устойчивого адаптивного регулятора с эталонной моделью для нелинейного объекта управления является сложной самостоятельной задачей, решение которой в случае маневренных ЛА пока далеко до практического применения. Простота описанного в [7] результата, по-видимому, является следствием того, что используется крайне упрощенная (второго порядка) модель динамики ЛА.

В докладе [11] рассматриваются задачи автопилотирования асимметричных ракет, (другими словами – ракет с самолетной планировкой аэродинамических поверхностей, т. е. крылатых ракет, КР). В более ранней статье этих же авторов [12] рассматривалась задача синтеза автопилота для координированного разворота КР (выполнения виража с креном, *bank-to-turn*, ВТТ). Решение получено с использованием линейной нестационарной модели КР и метода построения обратных связей, распространенного на «нестационарные политопные объекты», у которых неопределенные параметры меняются в параллелепипедах (политопах). В [11] при построении регулятора используется процедура H_∞ -синтеза. В приведенном численном примере многосвязный H_∞ -оптимальный закон управления в обратной связи получен для двух характерных режимов полета (для числа Маха $M = 2$ и высот $h = 5$ км и $h = 10$ км). Законы управления получены как для разворота с креном, так и для плоского разворота (разворот со скольжением, *skid-to-turn*, СТТ). Поведение замкнутой системы управления угловым движением исследуется моделированием достаточно полной нелинейной модели КР, в которой учитывается динамика исполнительных устройств, датчиков, упругие колебания конструкции, шумы измерения, а также перекрестные связи между каналами движения. На основе численных результатов показано, что качество процесса управления превосходит то, которое получается при программном изменении параметров автопилота и политропной нестационарной моделью объекта (*gain-scheduled LPV*

control).

Доклад [13] посвящен синтезу системы автопилотирования при посадке самолета с использованием нелинейного энергетического (НЭ) подхода. Продемонстрировано применение данного метода к автоматическому управлению посадкой для модели исследовательского двухмоторного гражданского самолета (*twin-engine research civil aircraft model*, RCAM), разработанной Европейской группой по фундаментальным и прикладным проблемам воздухоплавания (*Group for Aeronautical Research and Technology in Europe*, GARTEUR). В докладе рассматривается продольное движение ЛА. Считается, что весь вектор состояния ЛА доступен измерению. Для упрощения синтеза полной системы управления использован метод сингулярных возмущений, позволяющий учесть характерные скорости протекания процессов и понизить порядок модели объекта. НЭ-регулятор строится таким образом, чтобы, воздействуя на управляющие поверхности и силу тяги двигательной установки изменить энергетические характеристики движения ЛА, и, в результате, обеспечить требуемые характеристики полета. Регулятор, в целом, является НЭ-регулятором, предназначенным для отслеживания заданной скорости и траектории полета при стабилизации ЛА по тангажу. Регулятор содержит следующие три компонента: внутренний контур; энергетический контур (*energy loop*) и ПИД-регулятор (*PID component*). ПИД-регулятор введен, чтобы устранить статическую ошибку слежения по положению центра масс ЛА. В докладе приводятся результаты моделирования для экстремальных режимов полета. При моделировании также учитываются погрешности модели ЛА. Эти результаты позволяют оценить грубость (робастность) регулятора по отношению к изменениям параметров и динамических возмущений, таких как порывы ветра и неточности модели ЛА. Заметим, что идея использования энергетического подхода при синтезе алгоритмов управления разрабатывалась многими авторами [14]–[17], в том числе – и в работах, посвященных задаче автопилотирования [16, 17]. Статья [13] является промежуточным шагом между теоретическими исследованиями и практическим применением метода. Несмотря на ряд упрощений, в данной работе использована достаточно полная модель динамики движения ЛА, подходящая для предварительного синтеза системы управления посадкой. Отметим, что предложенные законы управления могут быть достаточно просто реализованы и, кроме того, структура полученного регулятора не имеет существенных отличий от традиционной.

2 Нелинейные, робастные и отказоустойчивые системы управления. Доклад [18] посвящен разработке методики синтеза системы ста-

билизации ракеты-носителя (РН) на участке движения в атмосфере. Вследствие изменения параметров РН на активном участке, требуется изменять и коэффициенты системы стабилизации. В докладе используется настройка коэффициентов по разомкнутой связи (*gain scheduled*), что является традиционным подходом к рассматриваемой задаче. Делается акцент на методе интерполяции коэффициентов регулятора, при котором гарантировалась бы устойчивость не только множества систем с «замороженными» параметрами, но и нестационарной системы. Для обеспечения устойчивости линейной нестационарной системы использованы условия, имеющие вид линейных матричных неравенств (*Linear Matrix Inequalities*, LMIs), для численного решения которых в настоящее время имеются эффективные пакеты программ [19]. Таким образом, в докладе делается попытка отойти от обычно используемой в данных задачах «гипотезы квазистационарности» ЛА, а непосредственно обеспечить устойчивость *линейной нестационарной* модели, которая более адекватно отражает динамику РН. Тем самым авторы считают возможным обходиться без анализа устойчивости нестационарной системы (например, путем моделирования) на последующих стадиях проектирования. Заметим, что метод замороженных коэффициентов широко применяется на практике для синтеза законов управления РН и его возможности достаточно известны как теоретикам, так и практическим специалистам в области автоматического управления ЛА. Возможность избежать численного исследования устойчивости спроектированной нестационарной системы и опираться только на теоретический анализ вряд ли будет востребована практиками.

Доклад [20] посвящен задачам управления высокоманевренными ракетами, для которых характерны нелинейные аэродинамические эффекты, связанные с изменением угла атаки в широком диапазоне. В докладе излагается метод синтеза дискретного линейного регулятора с переменными параметрами для нелинейной системы, уравнения которой представлены через дробно-линейное преобразование (*Linear Fractional Transformation*, LFT). Этот метод синтеза можно применить для построения регулятора в обратной связи нестационарных систем для получения алгоритма дискретного управления с изменяемыми в зависимости от условий полета параметрами регулятора (*discrete gain-scheduled control law*). В качестве примера рассмотрена задача слежения за командным сигналом по нормальной перегрузке через воздействие на руль высоты. В статье использована описанная в [21] нелинейная модель продольного движения ракеты. Заметим, что представленная в статье модельная задача является достаточно адекватной, чтобы на ее основе можно было судить о практической применимости метода. Полученный в работе закон управления имеет «классический» вид, при котором обратные связи по измеряемым переменным дополне-

ны ПИ-регулятором в канале ускорения для придания системе астатизма. Полученная нелинейная система исследована путем моделирования при значительных изменениях угла атаки, а для системы с замороженными параметрами на основе частотного критерия (диаграмм Никольса) проведено исследование устойчивости для разных опорных значений углового положения ЛА. Все это вместе подтверждает применимость данного подхода к синтезу СУ ЛА. Заметим также, что в работе [20] дана только общая форма регулятора без детального описания процедуры синтеза автопилота и уравнений регулятора. Полученный нестационарный регулятор описывается уравнениями восьмого порядка и содержит параметрический блок второго порядка. Суммарный порядок уравнений регулятора довольно большой для рассматриваемой задачи управления объектом четвертого порядка (с учетом динамики привода).

В докладе [22] (представленном на заседании секции «Применение нелинейных методов управления») синтез автопилота для управления углом тангажа ракеты выполнен на основе метода управления нестационарными системами. В основном, [22] содержит описание метода в общей форме. Приводится пример синтеза автопилота с переменными коэффициентами (*gain-scheduling autopilot*). В этом примере рассмотрена та же задача управления (вплоть до модели ЛА и формы командного сигнала) что и в докладе [20]. Качество полученной системы, как можно судить по представленным материалам, оказывается таким же. Заметим, что этого же качества замкнутой системы управления ЛА для данного примера нетрудно добиться, используя традиционный метод перестройки параметров автопилота на основе линеаризованной (относительно различных опорных значений углов атаки и рулей) модели ЛА, что, однако, не умаляет значимости рассмотренных методов синтеза.

Доклад [23] посвящен задаче стабилизации бокового движения аэрокосмического ЛА при посадке на движущийся экраноплан. В подобных задачах особенно большое значение, с точки зрения безопасности, имеет точность управления положением ЛА. В докладе предлагается обеспечить точность путем оптимизации параметров закона управления на основе оценок текущих статистических свойств ветровых возмущений. Характеристики ветра предлагается оценивать с помощью расположенной на экраноплане «вынесенной системы оценивания» («*Remote Estimation Unit*»). Эта система должна проводить измерения распределения ветра и вычислять его верхние границы. Использование развитого автором доклада «метода мажорирующих полиномов» рекомендуется для обеспечения требуемой точности посадки. Отметим, что рассматриваемый доклад, как и более ранние работы [3, 4, 6], содержит общий набросок возмож-

ной адаптивной системы управления посадкой аэрокосмического ЛА на движущийся экраноплан. Некоторые результаты, представленные в [23], опубликованы также в отечественных изданиях, например, [24, 25].

3 Применение современных методов синтеза многосвязных систем в задачах управления полетом. В программе Конгресса был ряд специальных заседаний (*invited sessions*), организованных ведущими специалистами в соответствующих областях.

Профессор Ш. Манабе (*Shunji Manabe*) из Токайского университета (*Tokai University*) г. Хиратсука (*Hiratsuka*, Япония) организовал секцию, посвященную применению современных методов синтеза многосвязных систем в задачах управления полетом (*Recent MIMO design approaches for aerospace application*).

Доклад [26] посвящен *методу диаграммы коэффициентов* (*Coefficient Diagram Method, CDM*), разработанному Ш. Манабе [27, 28, 29]. Данный метод предназначен для выбора параметров регулятора в линейных стационарных системах. Он состоит из следующих двух этапов: задания желаемой длительности переходного процесса выбором соответствующих параметров (α_i, τ) и определении коэффициентов регулятора, обеспечивающих полученные на первом шаге коэффициенты характеристического многочлена. Доклад [26] обобщает последние результаты автора, относящиеся к основным свойствам набора параметров (α_i, τ) и показывает, как получить коэффициенты желаемого характеристического многочлена. В докладе [28] применение метода Манабе продемонстрировано на примере многосвязной (ММО) задачи управления угловым продольным движением истребителя. Модель ЛА взята из демонстрационного примера по робастному управлению (*Robust Control Toolbox*) пакета MATLAB. Рассматриваемый ЛА имеет аэродинамическую схему «утка» с двумя аэродинамическими управляющими поверхностями – носовыми рулями и элевонами. Управляющими воздействиями являются входные сигналы соответствующих исполнительных органов, регулируемые величинами – углы тангажа и атаки. Исходная модель имеет шестой порядок, с учетом апериодических звеньев с малыми постоянными времени (0.33 с), описывающих динамику рулевых приводов. Модель также учитывает изменение скорости полета ЛА. Рассматривается задача слежения за командными воздействиями по углам тангажа и атаки (одновременно). Требуется обеспечить независимость управления и идентичность динамических свойств по каждому каналу, а также выполнить ограничения на вид *вспомогательных функций чувствительности* (по этому поводу см. [30, 31]). При синтезе автопилота в работе используется упрощенная модель, в которой скорость полета счи-

тается постоянной. Кроме того, рулевые приводы считаются безынерционными звеньями, а их инерционность в результирующей системе подавляется введением форсирующих звеньев в регулятор. Выполнен синтез ПИ- и ПИД-законов управления для каждого канала. Показан вид переходных процессов в системе, приведены функции чувствительности (в частотной области), а также проведено сравнение свойств системы с результатами применения для данной задачи H_∞ и H_2 критериев. Отметим, что метод представляет собой один из вариантов широко известного и имеющего практическое применение *метода стандартных коэффициентов* (МСК), при котором параметрический синтез регулятора выполняется таким образом, чтобы получить заданные значения коэффициентов характеристического многочлена замкнутой системы и, тем самым, – требуемый набор его корней. На языке пространства состояний данный метод называется также *методом модального управления*. Большое число способов выбора желаемых коэффициентов характеристического многочлена предложено разными авторами. Данному подходу свойственен общий недостаток, связанный со сложностью получения заданного набора коэффициентов характеристического многочлена при реализации обратных связей по выходу объекта. Особенно этот недостаток проявляется в системах с большим диапазоном собственных частот объекта, что характерно для задач управления угловым и пространственным движением ЛА, в которых учитывается инерционность исполнительных органов, упругость конструкции и колебания жидкости в топливных баках.

Синтез на основе *смешанных функций чувствительности* (СФЧ-синтез) (*Mixed sensitivity design*) для линейных многосвязных систем управления излагается в докладах [30, 31]. Этот метод позволяет обеспечить заданный вид функций чувствительности для достижения требуемых точностных и переходных характеристик замкнутой системы с учетом свойства робастности. СФЧ-синтез основан на оптимизации по критерию, включающему две, или более, функции чувствительности. В статье используются матричная передаточная функции от возмущений к выходу объекта S и ее дополнение T . Указано, что для решения поставленной задачи можно использовать методы оптимизации как по критерию H_∞ , так и по критерию H_2 . Излагаемый в докладе подход позволяет получать заданную форму частотных характеристик в области высоких и низких частот, а также выполнять частичное назначение полюсов замкнутой системы. В частности, в [31] показано, что задача линейно-квадратичной гауссовой оптимизации (ЛКГ) (*Linear Quadratic Gaussian, LQG*) относится к СФЧ-задачам. СФЧ метод проиллюстрирован в сопутствующем докладе [30] на примере синтеза системы демпфирования (*stability augmentation*) продольного движения истребителя. В докладах [30, 31] содержится развитие мето-

дик синтеза, известных широкому кругу специалистов по монографии [32]. Заметим, что некоторые сомнения вызывает преобразование структурной схемы системы, рекомендованное в докладе для обеспечения астатизма замкнутой системы, так как оно приводит к вырожденности (потери управляемости/наблюдаемости расширенного объекта управления). Неявно это обстоятельство признается в [31], где сказано: «недостатком этого приема является то, что обычно появляются сокращения сомножителей в K_0 и W_1 , что непривлекательно с вычислительной точки зрения». Изложенный в [31] метод детально проиллюстрирован на примере тестовой задачи управления продольным движением истребителя в докладе [30]. Заметим, что численные результаты показывают хорошее качество синтезированной системы, однако рассматриваемая в примере задача управления полетом не особенно сложна и подходящий закон управления может быть без значительных усилий получен традиционными методами. Также заметим, что СФЧ-синтез успешно использован в задаче управления вертолетом [33].

Обзорный доклад [34] выполнен в рамках работы, проводимой Европейским космическим агентством (*European Space Agency, ESA*) по исследованию устойчивости систем управления с нечеткими логическими регуляторами (НЛР). Акцент делается на возможности потенциального применения НЛР для аэрокосмических систем. В докладе довольно бегло перечислены работы по исследованию устойчивости систем управления с нечеткой логикой, в которых используются как временные, так и частотные представления. Рассмотрены также некоторые методы обеспечения устойчивости таких систем. Заметим, что нечеткое логическое управление является интенсивно развиваемым направлением в области автоматического управления. Как отмечено в одном из «веховых» (*milestone*) докладов Конгресса [35], «НЛР привлекли значительное внимание в промышленности и ряде академических учреждений несколько лет назад, но сейчас оно значительно снизилось». Поскольку в аэрокосмических системах управление должно быть особенно надежным, важно гарантировать эффективность НЛР для применимости в задачах управления полетом. В докладе [34] основное внимание уделяется вопросу устойчивости. В нем представлены предложенные рядом авторов методы проверки систем с НЛР. С точки зрения аэрокосмических применений, в обзоре [34] внимание уделяется следующим трем основным задачам: управление угловым положением, сближение (*rendezvous*) и вход в атмосферу (*re-entry*). Список публикаций по аэрокосмическим системам, представленный в [34] достаточно обширен, однако все приведенные примеры носят модельный характер.

4 Управление космическими кораблями и ракетами. В докладе [36] предложен метод синтеза систем управления перегрузкой при развороте со скольжением (*Skid-to-Turn*, STT) ракет с хвостовыми рулями. Предлагается использование в этой задаче нелинейного наблюдателя, оценивающего углы атаки и скольжения. Для синтеза наблюдателя используется аффинная по параметрам нелинейная модель ракеты. Исследуется устойчивость и качество поведения предлагаемого наблюдателя. Как показывают результаты моделирования, предложенный метод позволяет обеспечить хорошие динамические характеристики системы управления. Заметим, что оценивание углов атаки и скольжения на основе текущих измерений ускорений и угловых скоростей есть возможный, но не единственный метод определения направления набегающего потока: эти углы (для спокойной атмосферы) могут также быть рассчитаны на основе траекторных измерений по данным навигационной системы. В остальном, доклад [36] содержит убедительное обоснование исследований на базе последних публикаций в данной области и опирается на метод синтеза нелинейных наблюдателей. Численные результаты в [36] носят иллюстративный характер, например, не учитывается влияние флуктуаций ветра и помех измерений.

Доклад [37], представленный лабораторией *координатно-параметрического управления динамическими системами* Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, посвящен разработке комбинированного энергетически-экономичного (*energy-economic*) управления космическим робототехническим модулем (КРМ) (*space robotic module*, SRM), находящимся в условиях свободного полета и используемого как транспортное средство при полете вблизи обитаемой орбитальной космической станции (ОКС). КРМ состоит из жесткой платформы, к которой присоединен один, или более многозвенных манипуляторов. Это сложная механическая система, подверженная действию большого числа нелинейных управляющих и возмущающих воздействий, которой свойственны значительные вариации массо-геометрических характеристик. В [37] изложен подход к синтезу энергосберегающего управления при движении КРМ внутри «коридора безопасности», который относится к комбинированным методам управления. В докладе приводятся конкретные алгоритмы управления и результаты исследования динамики функционирования всех взаимосвязанных модулей. Статья [37] является последней из ряда опубликованных работ этой группы авторов, посвященных управлению КРМ вблизи ОКС [38]–[41]. В рассматриваемой работе приводится подробное описание модели КРМ, включающее манипуляторы и исполнительные устройства. Приведены два типа алгоритмов управления. Обоснованность применения предложенных алгоритмов проверена путем компьютерного моделирова-

ния для нелинейной тестовой модели КРМ. В [37] нет особо значимых теоретических результатов, но она может служить примером тщательно выполненной научно-исследовательской работы.

В докладе [42] изложены основные результаты по разработке методов и программного обеспечения для исследования нелинейных динамических свойств и разработки робастной отказоустойчивой системы с гироскопическим управляющим моментом (*robust gyromoment fault tolerant control*) для информационного спутника (служащего, например, для фотосъемки из космоса, связи, навигации и геодезии), разрабатываемого совместно ЦСКБ-Прогресс и НПО ПМ. В докладе [42], также как и в ряде предшествующих публикаций [43]–[47], обобщается 30-летний опыт работы авторов в создании систем управления угловым положением спутников, обладающих высокой отказоустойчивостью, живучестью и автономностью (*fault-tolerance, survivability, autonomy*).

Доклад [48] посвящен задаче управления жестким космическим летательным аппаратом (КЛА). Для ее решения привлекается теория систем с управляемым гамильтонианом (*Port Controlled Hamiltonian Systems*), развиваемая в последние годы франко-голландской научной школой по нелинейным системам под руководством Р. Ортеги (*R. Ortega*) и А. Ван дер Schaftа (*A. van der Schaft*), см., напр., [49]. Предлагаемый алгоритм нелинейного управления сравнивается с предложенным ранее автором статьи алгоритмом, основанным на структуре собственных значений. Доклад [48] дополняет сообщение [50]. Отметим, что результаты работ [48, 50] демонстрируют эффективность энергетических (*energy-based*) методов для синтеза нелинейных законов управления, описанных ранее в отечественной литературе [16, 51, 52] (см. также [13, 17]). Следует, правда, иметь в виду, что предложенный в [48, 50] закон управления предполагает возможность плавного (неразрывного) изменения управляющего момента, в то время как управление угловым положением КЛА часто выполняется реактивными (газовыми) рулями и релейно по своей природе. Отметим также, что в работах [48, 50] рассматривается только задача демпфирования (гашения скорости вращения) КЛА, в то время как более типичной является задача управления угловым положением.

5 Современные методы управления и наведения ракет (*Advances in Missile Guidance and Control*). Среди докладов, посвященных современным методам управления и наведения ЛА в атмосфере (обычно – высокоманевренных ракет), значительное место на конференциях занимают работы, представленные Кафедрой аэрокосмических систем, энергетических установок и датчиков Королевского военно-исследовательского

колледжа, Университет Кранфилда, Великобритания (*Cranfield University, Royal Military College of Science*). Рассмотрим некоторые из них.

В докладе [53] для задачи слежения за задающим воздействием строится автопилот на основе нелинейной модели ЛА, в котором сочетается метод *непрямого адаптивного управления* с приближенной *линеаризацией обратной связью*. Адаптация применяется для улучшения робастности замкнутой системы, а линеаризация обратной связью – для устранения проблем, возникающих из-за неустойчивости нуль-динамики (*zero dynamics*) объекта¹. Как показывают результаты моделирования, предложенный метод позволяет получить желаемые свойства системы управления с учетом нелинейности модели ракеты в условиях ее параметрической неопределенности. Заметим, что аэрокосмические применения являются едва ли не основным стимулом, породившим исследования в области адаптивных систем. За последние пятьдесят лет предложено большое количество алгоритмов адаптации для управления ЛА и опубликовано множество работ на эту тему. Практические применения, однако, к настоящему времени гораздо скромнее (как отмечено в [55], «Возможности теоретиков повлиять на промышленное применение новых методов управления в чем-то схожи с попытками записать канат. Было бы гораздо проще, если бы тот, кто держит другой конец каната, стал бы его тянуть»). В то же время, в отчете [35] замечено, что «появление промышленных аэрокосмических аппаратов, маневрирующих с большими углами и снабженных управлением вектором тяги приводит к росту нелинейных аэродинамических эффектов. При разработке систем управления для таких объектов находят все возрастающее применение методы нелинейного управления, в особенности основанные на точной линеаризации (*exact linearization*), бэкстеппинге (*backstepping*, «попятный синтез») и методе вложенных ограничителей² (*nested saturations*)». Рассматриваемый доклад, так же как и некоторые предыдущие работы тех же авторов (например, [57, 58]), использует адаптивное управление в сочетании с методом линеаризации обратной связью при нелинейной модели ракеты. «Непрямое» адаптивное управление, которое применяется в [53, 58] состоит в адаптивной (выполняемой в реальном времени) идентификации параметров ракеты с соответствующим пересчетом коэффициентов автопилота на основе полученных оценок. Данный метод также известен как «*идентификационный подход к задаче адаптивного управления*» [59]. Заметим, что этот подход, так же

¹ Для линейных систем неустойчивости нуль-динамики означает неминимальнофазовость. Как известно, ЛА нормальной аэродинамической схемы по отношению к перегрузке являются неминимальнофазовыми объектами. О неминимальнофазовости для нелинейных систем см. [54].

² Метод предложен в [56]; его описание можно найти в [54].

как и предположение относительно параметров модели объекта («гипотеза квазистационарности») весьма типичен для работ, посвященных адаптивному управлению.

Статьи [53, 57, 58] являются поучительными примерами применения современных методов для синтеза систем управления полетом, но процесс идентификации (в рассматриваемых статьях используется разновидность адаптивного наблюдателя) может быть нарушен из-за шумов измерения, или неучтенных динамических свойств элементов системы. Таким образом для того, чтобы судить о практической применимости предложенных законов управления следует, прежде всего, проверить их на более реалистичной модели объекта.

В докладе [60] отмечается, что управление с программным изменением коэффициентов (*gain scheduled control*) хоть и является очень полезным и широко используемым методом, обладает рядом существенных недостатков, связанных с отсутствием теоретического обоснования устойчивости нестационарной системы во всей рабочей области, а также сложности интерполяции при большом числе параметров. В [60] предлагается подход к совершенствованию регуляторов данного типа, состоящий в использовании методов нечеткой логики для описания нелинейной динамической модели ракеты и формирования управления. Целесообразность применения такого подхода по результатам работы [60] пока не очевидна.

Применение методов адаптации с настраиваемой моделью объекта для управления ЛА в различных условиях полета рассмотрено и в работах [52, 61, 62]. В них для избежания измерения угловой скорости ЛА применяется «шунтирующее звено», или «компенсатор в прямой цепи» (*feedforward compensator*). Настраиваемый пре-фильтр играет роль последовательной эталонной модели. Его коэффициенты зависят от оценок параметров модели ЛА, вырабатываемых в реальном времени. Регулятор с переменной структурой служит для обеспечения идеального слежения во внутреннем контуре. Полученная структура названа «комбинированным адаптивным регулятором». При его синтезе используется линеаризованная модель динамики углового движения ЛА. Для этой модели в [52] построена область применимости регулятора и приведены численные результаты исследования в виде переходных процессов на разных режимах полета. Применение комбинированного адаптивного регулятора с учетом нелинейной динамики ЛА показано в [61], а в работе [62] описываются результаты исследования адаптивного регулятора во внутреннем контуре системы самонаведения.

6 Полет, зависание и управление беспилотными ЛА (Flight, Hovering, and Unmanned Vehicle Control). Доклад [33], представленный авторами из Лестерского университета (*University of Leicester*, Великобритания) посвящен управлению вертолетом. В нем подробно излагается метод синтеза на основе H_∞ -оптимизации, а также приводятся результаты моделирования и полетных испытаний разработанной системы. При моделировании модель объекта дополнена временными запаздываниями, сглаживающими фильтрами, ограничениями скорости и квантованием по времени. Учтено также квантование по уровню процесса управления с цифровым регулятором. Для этого выполнялось усечение сигнала управления до 6÷8 десятичных разрядов. За основу при синтезе регулятора взята нелинейная модель механики полета вертолета *Bell 205*, имеющая порядок 32. Отметим, что доклад [33] является беглым изложением полной и детальной исследовательской работы, результаты которой использованы при практическом синтезе систем управления вертолетами. Частично эти результаты изложены и в статье [63].

С исследованиями этой группы авторов можно познакомиться также из работы [64], в которой описывается разработка переключающегося алгоритма управления в интегрированной системе управления полетом и работой двигательной установки для самолета с вертикальным взлетом и посадкой. Демонстрируются перспективы разработанного ранее «метода безударного перехода» (*bumpless transfer technique*) и разрабатывается методология переключения управления между набором регуляторов при ограничении вычислительных затрат, связанным с необходимостью работы в реальном времени. Статья иллюстрируется результатами моделирования системы управления для ЛА с нелинейной динамикой.

В докладе [65] описывается закон управления винтокрылого беспилотного летательного аппарата (ВБЛА) (*rotorcraft-based unmanned aerial vehicle*, RUAV). Выполнен синтез иерархической командной системы (ИКС) (*flight management system*, FMS) для совокупности ВБЛА, которая обеспечивает как автономность, так и согласованное поведение отдельных ВБЛА в группе. Результаты эксперимента показали хорошую работоспособность многофункциональной ИКС, разработанной для ВБЛА в университете Беркли, США на примерах: наведения в заданную точку (*way-point navigation*); игры на преследование и уклонение (*pursuit-evasion game*) и слежения за движущейся целью (*tracking of a moving target*).

В докладе [66] алгоритм управления на основе метода Ляпунова для вертолета со сдвоенным ротором (*tandem rotor helicopter*) получен на основе метода бэкстешпинга. В работе получена упрощенная модель динамики вертолета в режиме близком к зависанию. Поведение системы с предло-

женным законом управления подтверждается численным моделированием.

Доклад [67] демонстрирует применение метода *интегрированного синтеза* для управления скоростью угла тангажа боевого самолета с двухкилевым оперением. Процедура предназначена для синтеза регулятора, обеспечивающего как хорошее управление ЛА, как твердым телом, так и подавление его собственных колебаний. В рассматриваемом докладе изложены трудности демпфирования динамики нежесткого ЛА и традиционная структура автопилота (демпфера угловой скорости), включающая режекторные фильтры. В докладе предполагается, что датчики угловой скорости могут располагаться в разных (выбранных) точках корпуса ЛА. Метод H_∞ -оптимизации использован в работе для определения наилучших точек расположения датчиков. Заметим, что, кроме ряда недостатков и ограничений, на которые указывается в тексте доклада, данный метод неприменим к ЛА, которые имеют физические ограничения на месторасположение измерительного отсека. С другой стороны, когда таких ограничений нет, подобные методы конструирования могут оказаться эффективными.

В докладе [68] изложены результаты по разработке и моделированию системы управления полетом *микромеханического летающего насекомого* (МЛН) (*Micromechanical Flying Insect*, MFI). МЛН представляет собой устройство размером 10×25 мм, способное к продолжительному автономному полету. БПЛА такого типа имеют ряд преимуществ перед обычными БПЛА, и возможности их применения весьма широки. Доклад [68] посвящен перспективным и задачам управления ЛА с нетрадиционными моделями динамики. Результаты, представленные в [68] достаточно интересны и важны, особенно если иметь в виду очень малое число публикаций по данной теме.

7 Другие секции. Ниже рассмотрены некоторые доклады, представленные в качестве стендовых на заседании «транспортные средства и аппараты» (*Transportation and Vehicles*), а также на ряде других заседаний.

Доклад [69] посвящен задачам навигации и управления для большого вертолета. На основе физических экспериментов и последующей обработки полученных данных проведена идентификация параметров модели вертолета «*RoboCopter*». Разработана гибридная инерциально-спутниковая навигационная система, а также законы управления положением и скоростью вертолета. Последние основаны на применении метода H_∞ -оптимизации. Эксперименты по управлению положением вертолета демонстрируют эффективность предложенного подхода и его практическую приме-

нимость.

В докладе [70] демонстрируется применение нейросетевого подхода для управления полетом коммерческого ЛА. Нейросетевая система управления используется для того, чтобы изменять параметры перестраиваемого (*gain scheduling*) автопилота без проведения идентификации объекта в явной форме. Нейросетевая система управления использует *эталонную модель* для задания требуемых пилотажных характеристик. Доклад иллюстрируется результатами моделирования. Заметим, что в постановочной части доклада ставятся весьма амбициозные цели, состоящие в обеспечении требуемых пилотажных характеристик для различных режимов полета и конфигураций самолета, однако результаты численных экспериментов слишком беглые для того, чтобы оценить, насколько поставленные цели достигнуты. Значительная часть доклада [70] содержит общие места. Тем не менее, нейросетевой подход представляется перспективным для рассматриваемых задач, а изложенные в [70] положения выглядят вполне резонными.

В докладе [71] предлагается алгоритм стабилизации для плоского самолета с вертикальным взлетом и посадкой (*planar vertical takeoff and landing, PVTOL*). Доказывается устойчивость замкнутой системы и приводятся результаты моделирования.

Модель динамики четырехроторного ЛА, названного «*X4-flyer*» предложена в докладе [72]. X4-flyer представляет собой автономный ЛА, который может выполнять вертикальный взлет и посадку, а также осуществлять квазистационарный режим зависания (или близкий к нему). Он представляет из себя систему, состоящую из четырех электрических вентиляторов, размещенных на жесткой крестовидной раме. Синтез регулятора выполнен методом бэкстеппинга. Данный доклад может найти применение в задачах синтеза ЛА с вертикальным взлетом и посадкой. Он также интересен с точки зрения применения современных методов управления нелинейными объектами. К сожалению, доклад не сопровождается численным примером.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Milam M.B., Franz R., Murray R.M.* Real-time constrained trajectory generation applied to a flight control experiment // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
2. *Nebylov A.V.* Controlled flight close to rough sea: strategies and means // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.

3. *Kalinichenko V.N., Nebylov A.V., Tomita N.* Adaptive controller in the aerospace plane to ekranoplane landing system // Prepr. *5th IFAC Symposium NOLCOS'01*. St.Petersburg, Russia, 2001.
4. *Nebylov A.V.* Wing-in-ground flight automatic control principles, systems and application advantages // Proc. *15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*. Bologna/Forli, Italy, 2001.
5. *Nebylov A.V.* Ensuring accuracy of integrated navigation systems // Proc. *8th Saint Petersburg International Conf. on Integrated Navigation Systems*. St.Petersburg, Russia, 2001.
6. *Nebylov A.V.* Restriction of maximum errors in guidance, navigation and motion control systems // Proc. *9th Saint Petersburg International Conf. on Integrated Navigation Systems*. St.Petersburg, Russia, 2002.
7. *Charles G.A., Lowenberg M.H., Stoten et al.* On-line bifurcation tailoring: an application to a nonlinear aircraft model // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
8. *Wang X.F., Di Bernardo M., Lowenberg M.H. et al.* Bifurcation tailoring of nonlinear systems // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
9. *Charles G.A., Di Bernardo M., Lowenberg M.H. et al.* Bifurcation tailoring of equilibria: a feedback control approach // *Latin American Applied Research Journal (LAAR)*. 2001, V. 31. №3.
10. *Lowenberg M.H., Richardson Th.S.* The continuation design framework for nonlinear aircraft control // Proc. *AIAA Guidance, Navigation & Control Conference*. 2001. №AIAA-2001-4100.
11. *Prempain E., Postlethwaite I., Vorley D.* Autopilot study for an asymmetric airframe // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
12. *Prempain E., Postlethwaite I., Vorley. D.* A gain scheduled autopilot design for a bank-to-turn missile // Proc. *The European Control Conference (ECC'01)*, 2001.
13. *Akmeiliawati R., Mareels I.* Nonlinear energy-based control method for landing autopilot // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
14. *Матюхин В.И.* Универсальные законы управления механическими системами. М.: МАКС Пресс, 2001.
15. *Fradkov A.L.* Swinging control of nonlinear oscillations // *Intern. J. Control*. 1996. V. 64, № 6.

16. Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Энергетический подход к управлению полетом // *АиТ*. 1999. №6.
17. *Lambregts A.A.* Vertical flight path and speed control autopilot using total energy principles // *AIAA Paper* 1983, №2239СР.
18. *Clement B., Duc G., Mauffrey, S. et al.* Aerospace launch vehicle control: a gain scheduling approach // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
19. Поляк Б.Т., Щербakov П.А. Робастная устойчивость и управление. М.: Наука, 2002.
20. *Farret D., Duc G., Harcaut J.P.* Discrete-time LPV controller for robust missile autopilot design // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
21. *Reichert R.T.* Dynamic scheduling of modern-robust control autopilot design for missiles // *IEEE Control Systems Magazine*. 2002. V. 1.
22. *Pellanda P.C., Apkarian P., Tuan H.D. et al.* Missile autopilot design via a multi-channel LFT/LPV control method // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
23. *Nebylov A.V., Kalinichenko V.N., Tomita N.* Robust control at the aerospace plane to ekranoplane landing // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
24. Небылов А.В. Измерение параметров полета вблизи морской поверхности. С.-Петербург: СПбГАПП, 1990.
25. Небылов А.В. Гарантирование точности управления. М.: Наука. Физматлит, 1998.
26. *Kim Y.Ch., Keel L.H., Manabe Sh.* Controller design for time domain specifications // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
27. *Manabe Sh.* Coefficient diagram method // *Proc. 14th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*. Seoul, Korea, 1998.
28. *Manabe Sh.* Application of coefficient diagram method to MIMO design in aerospace // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
29. *Manabe Sh.* Application of coefficient diagram method to dual-control-surface missile // *Proc. 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*. Bologna/Forli, Italy, 2001.
30. *Kwakernaak H.* Mixed sensitivity design: an aerospace case study // *Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.

31. Kwakernaak, H. Mixed sensitivity design // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
32. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления. М.: Мир, 1977.
33. Postlethwaite I., Prempain E., Turkoglu, E. et al. Various H_∞ controllers for the Bell 205: design and flight test // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
34. Giron-Sierra J.M., Ortega G. A survey of stability of fuzzy logic control with aerospace applications // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
35. Isidori A., Bars R., Dion J.-M. et al. IFAC 2002 milestone report on design methods // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Plenary Papers, Survey Papers and Milestones. Barcelona, 2002.
36. Chwa D.K., Choi J.Y., Seo J.H. Nonlinear observer for tail-controlled skid-to-turn missiles // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
37. Rutkovsky V.Yu., Sukhanov V.M., Glumov V.M. et al. Nonlinear combined control by space robotic module motion with using manipulator's mobility // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
38. Глумов В.М., Земляков С.Д., Пучков А.М. и др. Управление угловым положением нестационарного космического летательного аппарата с переменной эффективностью управляющих моментов // Изв. РАН. ТИСУ. 2000. №1.
39. Глумов В.М., Земляков С.Д., Рутковский В.Ю. и др. Техническая управляемость автоматизированного космического модуля // АиТ. 2001. №3.
40. Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Динамическая модель свободно-летающего робототехнического модуля // АиТ. 2000. №5.
41. Rutkovsky V.Yu., Sukhanov V.M. Some questions of safety and economic control by space robotic model's flight near by space station // Proc. 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Bologna/Forli, Italy, 2001.
42. Somov Ye.I., Kozlov A.G., Rayevsky V.A. et al. Nonlinear dynamic research of the spacecraft robust fault tolerant control systems // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
43. Somov Ye. Methods and software for research and design of spacecraft robust fault tolerant control systems // Proc. 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Bologna/Forli, Italy, 2001.

44. *Somov Ye.I., Butyrin S.A., Anshakov G.P. et al.* Dynamics of the maneuvering vehicle IKAR control system by the orbital placement of globalstar satellites // Proc. 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Bologna/Forli, Italy, 2001.
45. *Somov Ye.I., Butyrin S.A., Rayevsky V.A. et al.* Nonlinear dynamics of gyromoment attitude control system at communication satellite SESAT // Prepr. 5th IFAC Symposium NOLCOS'01. St.Petersburg, Russia, 2001.
46. *Somov Ye.I., Rayevsky V.A., Kozlov A.G. et al.* Methods and software for nonlinear dynamic research of spacecraft fault tolerant control systems // Prepr. 5th IFAC Symposium NOLCOS'01. St.Petersburg, Russia, 2001.
47. *Sorokin A.V., Bashkeev N.I., Yaremenko V.V. et al.* A power gyroscopic attitude control system of a space vehicle Resource-DK // Proc. 9th Saint Petersburg International Conf. on Integrated Navigation Systems. St.Petersburg, Russia, 2002.
48. *Siguerdidjane H.* Some remarks on nonlinear feedback control of a rigid spacecraft // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
49. *Ortega R., van der Schaft A., Mareels I. et al.* Putting energy back in control // IEEE Control Syst. Magazine. 2001. V. 21, №2.
50. *Siguerdidjane H., Rodriguez H.* Regulation of S/C angular momentum using port controlled Hamiltonian structure // Proc. 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Bologna/Forli, Italy, 2001.
51. *Андреевский Б.Р., Гузенко П.Ю., Фрадков А.Л.* Управление нелинейными колебаниями механической системы методом скоростного градиента // АиТ. 1996. Т. 57, №6.
52. *Андреевский Б.Р., Фрадков А.Л.* Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке MATLAB. С.-Петербург: Наука, 1999.
53. *Tsourdos A., White B.A.* Adaptive flight control design for nonlinear missile // Proc. 15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02). Barcelona, 2002.
54. *Мирошник И.В., Нукифоров В.О., Фрадков А.Л.* Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. С.-Петербург: Наука, 2000.
55. *Ting Th.* Bridging the gap between the theory and practice of control: aerospace perspectives // IEEE Control Systems. 1999. V. 19, №6.

56. Teel A.R. A nonlinear small gain theorem for the analysis of control systems with saturation // *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1996. V. 41, №9.
57. Blumel A.V., Tsourdos A., White B.A. Flight control design for a STT Missile: a fuzzy LPV approach // Proc. *15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*. Bologna/Forli, Italy, 2001.
58. Tsourdos A., White B.A. Flight control design for quasi-linear parameter varying missile via pseudolinearisation// Prepr. *5th IFAC Symposium NOLCOS'01*. St.Petersburg, Russia, 2001.
59. Фрадков А.Л. Адаптивное управление в сложных системах. М.: Наука, 1990.
60. Hughes E.J., Tsourdos A., White B.A. Multiobjective design of a fuzzy controller for a nonlinear missile autopilot // Proc. *2002 IEEE International Conf. on Control Applications*. Glasgow, Scotland, U.K., 2002.
61. Andrievsky B.R., Fradkov A.L. Combined adaptive autopilot for an UAV flight control // Proc. *2002 IEEE International Conf. on Control Applications*. Glasgow, Scotland, U.K., 2002.
62. Fradkov A.L., Andrievsky B.R. Adaptive flight control based on parametric identification in the sliding mode // Proc. *9th Saint Petersburg International Conf. on Integrated Navigation Systems*. St.Petersburg, Russia, 2002.
63. Aouf N., Bates D.G., Postlethwaite I. et al. Scheduling schemes for an integrated flight and propulsion control system // *Control Engineering Practice*. 2002. July.
64. Turner M.C., Aouf N., Bates D.G., Postlethwaite, I., Boulet, B. A switching scheme for full-envelope control of a V/STOL aircraft using LQ bumpless transfer // Proc. *2002 IEEE International Conf. on Control Applications*. Glasgow, Scotland, U.K., 2002.
65. Shim D.H., Jin Kim H., Sastry Sh. A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments synthesis // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
66. Dzul A., Hamel T., Lozano R. Nonlinear Control for a tandem rotor helicopter // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
67. Papageorgiou Ch., Glover K. Vibration suppression in flight control with dynamic inversion // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.

68. *Schenato L., Deng X., Sastry Sh.* Hovering flight for a micromechanical flying insect: modeling and robust control synthesis // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
69. *Hashimoto S., Adachi Sh., Segawa Y. et al.* Construction of navigation and control systems of a large-scale unmanned helicopter based on identified model // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
70. *Haouani M., Saad M., Akhrif O.* Flight control system design for commercial aircraft using neural networks // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
71. *Fantoni I., Lozano R., Castillo P.* A simple stabilization algorithm for the PVTOL aircraft // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.
72. *Hamel T., Mahony R., Lozano R. et al.* Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer // Proc. *15th Triennial World Congr. of IFAC (b'02)*. Barcelona, 2002.