

НАУЧНЫЕ ШКОЛЫ ХАИ

Вопросы формирования и эффективного функционирования научных школ для нашего университета – это вопросы, имеющие собственную историю, начавшуюся практически с момента создания ХАИ в 1930 году.

Именно тогда были заложены основы научных традиций, сформированы базовые научные направления, которые в дальнейшем развивались и разветвлялись, складываясь в неформальные объединения ученых, которые принято называть научными школами.

Несмотря на достаточно большой объем исследований в области науковедения, в настоящее время отсутствует единый подход к определению научной школы как общественного феномена.

Использование при идентификации научных школ только количественных показателей в отрыве от других способов оценки позволяет очертить лишь контур проблемы. Вероятно, необходим более широкий подход, учитывающий своеобразие и многогранность феномена научной школы.

Основными характеристиками, которые используются в настоящее время для идентификации научной школы в ХАИ, являются:

- известность;
- высокий уровень исследований, их оригинальность;
- научная репутация;
- научные традиции;
- преемственность поколений.

Очевидно, что на формирование научных школ оказывает влияние ряд факторов, среди которых не только высокий уровень развития науки, но и наличие у лидера школы качеств человека, способного сплотить вокруг себя творческий коллектив.

Принять считать, что в университете на сегодняшний день успешно функционируют двадцать три научные школы, представители которых проводят научные исследования в областях фундаментальной математики и ее прикладных направлений; физики твердого тела; механики жидкости, газа и плазмы; проблем разработки и создания современных образцов авиационно-космической техники, двигателей, приборов и радиоэлектронных систем; информационных технологий.

Сравнивая и сопоставляя результаты деятельности этих школ, можно сделать заключение, что их можно классифицировать на три категории:

- формальное объединение, организация научно-образовательного плана различного статуса;
- исследовательский (творческий) коллектив, не обязательно имеющий формальную принадлежность к какому-либо структурному подразделению университета;
- направление в науке, объединившее интересы группы исследователей.

Несомненно, что все эти разновидности школ представляют интерес, имеют право на существование и развитие. Более того, как показывает межвузовский опыт становления научных школ, все эти формы являются звеньями одной цепи, элементами становления школ. Вопрос в том, какие из этих форм наиболее эффективны применительно к решению целей и задач стратегического развития организации, например нашего университета? И на каком этапе развития находятся школы университета на сегодняшний день?

Для ответа на эти вопросы редакция журнала приняла решение о публикации цикла статей, посвященных результатам деятельности научных школ университета.

Заместитель главного редактора, доктор технических наук, профессор, проректор по НИР Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»
Гайдачук Александр Витальевич

УДК 533.6.011

В.В. ЧМОВЖ, В.Н. ЖУРАВЛЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ИСТОРИЯ НАУЧНОЙ ШКОЛЫ И СОВРЕМЕННОСТЬ НАУЧНЫХ ЛАБОРАТОРИЙ КАФЕДРЫ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ

Созданная одновременно с Харьковским авиационным институтом в 1930 году, кафедра аэрогидродинамики на протяжении прошедших 80 лет активно участвовала и продолжает участвовать в процессе подготовки и воспитания специалистов и научных кадров в области авиации и ракетостроения. Образованная академиком Г.Ф. Проскурой научная школа аэродинамики за данный период получила новое развитие. Значительно возросла экспериментальная аэродинамическая база кафедры и ее научный потенциал. В настоящее время уникальный аэродинамический комплекс кафедры, который является Национальным достоянием Украины, полностью обеспечивает нужды авиационных и ракетных КБ по аэродинамической обработке вновь проектируемых летательных аппаратов в Украине.

Ключевые слова: кафедра аэрогидродинамики, научная лаборатория, история, научная школа, аэродинамическая труба.

Кафедра аэрогидродинамики была организована одновременно с созданием Харьковского авиационного института (ХАИ) в 1930 году. Организатором и первым заведующим кафедрой был академик АН Украины Георгий Федорович Проскура (1876 – 1958 г.г.), выдающийся ученый в области аэродинамики и гидромашиностроения, ученик Н.Е. Жуковского.

Являясь специалистом широкого профиля, Г.Ф. Проскура остро ощущал прогрессивные тенденции в развитии науки и техники, а поэтому прекрасно понимал, что без разветвленной экспериментальной базы, в том числе без наличия аэродинамических труб, выполнение и развитие научно-исследовательских работ в области авиационной и ракетной техники невозможно. Поэтому значительную часть своей творческой жизни Г.Ф. Проскура посвятил созданию экспериментальной материально-технической базы и организации научно-исследовательских лабораторий на кафедре аэрогидродинамики. Поэтому значительным событием в 30-ые годы было введение в эксплуатацию аэродинамических труб Т-1 и Т-2, в проектировании и строительстве которых принимали участие преподаватели кафедры, аспиранты, студенты и работники аэрогидродинамической лаборатории. С помощью этих аэродинамических труб впервые в Советском Союзе под руководством Г.Ф. Проскуры начали проводиться экспериментальные исследования в области аэродинамики профилей и крыльев (бипланных и разрезных), интерференции частей аэропланов, определения давления на вращающихся лопастях, аэрации зданий и сооружений, агрегатов ветроэнергетики. Проводились значительные исследования самолетов

конструкции К.А. Калинина и И.Г. Немана. Научно-исследовательские работы выполнялись по планам МАП, а их результаты передавались в КБ А.Н. Туполева, П.И. Сухого, Н.Н. Поликарпова, К.А. Калинина и др. Результаты теоретических и поисковых работ направлялись в головную организацию – ЦАГИ.

К сожалению, во время Великой Отечественной войны (ВОВ) здания и оборудование прежде существующих аэродинамических лабораторий были разрушены, в том числе и аэродинамические трубы Т-1 и Т-2.

По возвращении из эвакуации ХАИ в Харьков в апреле 1944 года начинается новый этап развития научной и учебной базы института и кафедры.

Инициатором и руководителем создания существующего аэродинамического комплекса (АК) стал талантливый ученик Г.Ф. Проскуры – доктор технических наук, профессор Я.Е. Ткаченко.



Ткаченко Яков Евдокимович (1904 – 1976)

Заведующий кафедрой аэрогидродинамики с 1941 по 1976 годы Яков Евдокимович продолжил начатое учителем – создание современной экспериментальной базы для аэрогазодинамических исследований и фактически основал свою школу аэродинамики. Под его руководством в период 50-60-х годов на кафедре были введены в эксплуатацию три аэродинамические трубы: Т-3, Т-4 и Т-5 с дозвуковой скоростью потока.

Параллельно с этим благодаря усилиям Я.Е. Ткаченко в 1957 году постановлением Совета Министров СССР и приказами ГКАТ и Минвуза для выполнения научно-исследовательских работ (НИР) на кафедре была образованная отраслевая научно-исследовательская аэрогидродинамическая лаборатория.

Введение в действие аэродинамических труб Т-3, Т-4 и Т-5, а также образование отраслевой лаборатории дозвуковой аэродинамики дало возможность приступить к решению целого ряда насущных задач аэродинамики ЛА и промышленной аэродинамики. НИР выполнялись согласно утвержденными планами ЦАГИ, ГКАТ СССР и заказов ОКБ в следующих направлениях:

1. Исследование новых форм ЛА.
2. Исследование взлетно-посадочных характеристик ЛА на моделях при наличии отклонения струй газа турбореактивных двигателей.
3. Исследование характеристик устойчивости и управляемости ЛА.
4. Развитие и усовершенствования имеющейся и создание новой лабораторной базы отраслевой лаборатории.

Кроме того, сверх плана, по поручению Совета Министров УССР и Харьковского Совнархоза выполнялись поисковые НИР в интересах предприятий общего машиностроения.

Следует отметить, что в период 50-60-х годов на кафедре и лаборатории дозвуковой аэродинамики выполнено свыше 80 фундаментальных, прикладных и поисковых НИР.

Значительные успехи были достигнуты при экспериментальных исследованиях разнообразных крыльев и корпусов (фюзеляжей) ЛА, реверса тяги ТРД, продольной и боковой стойкости гидропланов с работающими винтами и влияния экрана (земли) на аэродинамические характеристики разных конфигураций крыльев и ЛА в целом. Значительная часть работ была посвящена влиянию струй ТРД на характеристики самолетов вертикального (укороченного) взлета и посадки, а также теоретическому и экспериментальному исследованию много контурных аппаратов на воздушной подушке. Практические достижения были получены при изучении обтекаемости тел вращения значительного удлине-

ния на больших углах атаки, а также в разработке струйной механизации крыльев ЛА на основе эффекта Коанда. Плодотворными стали разработки по поиску оптимальных аэродинамических форм корпусов тепло- и электровозов, высокоскоростного наземного и подводного транспорта.

Результаты научных исследований использовались ОКБ А.Н. Туполева, С.В. Ильюшина, О.К. Антонова, А.И. Микояна, Г.М. Бериева и другими организациями.

С развитием реактивной авиации и ракетной техники в 60-70 годах двадцатого столетия возникла необходимость в экспериментальных исследованиях на больших дозвуковых, трансзвуковых на сверхзвуковых скоростях, и потребность расширения аэродинамической экспериментальной базы в СССР и, в частности, в ХАИ. Целесообразность сооружения сверхзвукового АК в ХАИ подтверждалась запросами ОКБ Минавиапрома, требованиями ВПК, а также наличием высококвалифицированных кадров в институте, способных создать современную экспериментальную базу и выполнять на ней научные исследования в области аэродинамики авиационно-космической и ракетной техники.

В 1961 году приказом Совмина СССР, ГКАТ и постановления Совмина УССР от 11 мая 1961 года № 1313-Р началось проектирование и строительство в ХАИ аэродинамического комплекса на базе сверхзвуковой трубы Т-6 (аналога Т-114 ЦАГИ). Основными разработчиками ТЗ и технической документации на АК были ЦАГИ, Харьковский Гипроавиапром, специалисты и ученые ХАИ.

Инициаторами и руководителями работ сооружения АК были заведующий кафедрой аэрогидродинамики профессор Я.Е. Ткаченко и его ближайшие помощники: заведующий отраслевой лабораторией А.В. Андрущенко, старший научный сотрудник В.И. Кика, ведущий научный сотрудник В.Н. Журавлев. Значительный вклад в создание сверхзвуковой трубы внесли ученые, инженеры и рабочие кафедры и лабораторий, которые руководили строительством, монтажными и пусковыми и наладочными работами, такие как Г.Ф. Курочка, Б.В. Рубанов, К.П. Данильченко, В.А. Грайворонский, В.И. Сурус, И.Г. Шестопал, А.К. Карасев, В.И. Кулешов, В.Т. Токарев, М.А. Коваль и др., а также профессора Г.И. Андренко, В.И. Холякко, Ю.А. Крашаница, которые были заведующими кафедрой аэрогидродинамики в разные времена.

Окончательно строительные, монтажные и наладочные работы на АК были закончены в 1974 году, и началась его эксплуатация. Одновременно с этим, в 1968 году при кафедре аэрогидродинамики была организована отраслевая НИЛ сверхзвуковой аэродинамики численностью 38 человек.

Итак, в 1975 году, АК ХАИ состоял из трех дозвуковых аэродинамических труб: Т-3, Т-4, Т-5 и сверхзвуковой трубы Т-6. Обслуживали АК ученые и инженерно-технические работники кафедры и лабораторий дозвуковой и сверхзвуковой аэродинамики, общее количество которых составляло более 100 человек.

В этот период научная деятельность лабораторий проводилась по многим направлениям, в том числе по комплексной государственной программе “Аэродинамические исследования новых форм ЛА и их частей в ограниченных и не ограниченных потоках на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях” и запросам предприятий авиационной, ракетно-космической техники и предприятий других областей народного хозяйства.

За период 1975-1991 годов эксплуатации АК ученые и специалисты выполнили свыше 110 фундаментальных, прикладных и поисковых экспериментальных и теоретических НИР по аэродинамике и газодинамике по заказам главных научных центров и КБ России и Украины (ЦАГИ, ИТМ, МГУ, НИИАУ, ИПТМ, ОКБ им. Микояна, ММЗ им. Мясищева, АНТК им. Туполева, АНТК им. Антонова, АНТК им. Бериева, МКБ “Радуга”, ГУП КБ “Приборостроение”, ОКБ им. Яковлева, МПО “Взлет”, ГККБ “Луч”, ГКБ “Южное” и др.). Значительная часть результатов, полученных при выполнении НИР, была использована при разработке новых образцов авиационной, ракетной и космической техники.

На рис.1 и 2 представлены модели ЛА, которые исследовались по заказу ММЗ им.Мясищева и ГКБ «Южное».

Самым сложным периодом для АК стали 1991-1994 года, когда резко сократилось не только финансирование отраслевых бюджетных лабораторий, но, что еще хуже, были потеряны надежные партнеры и работодатели из России, объем научных работ с которыми к тому времени составлял почти 80%. В результате этого сократился численный состав научных работников и специалистов аэродинамических лабораторий (почти в 10 раз), что привело к невозможности выполнения достаточного объема НИР, а также выполнения работ по ремонту оборудования и сооружений.

Однако, следует отдать должное руководству АК и ХАИ. В это сложное время ими была проведена огромная работа по поиску новых объемов научных работ в пределах Украины, благодаря чему удалось сохранить не только экспериментальную базу АК, но и костяк научных работников и специалистов, которые имели многолетний опыт работы на нем. Вследствие этих усилий в дальнейшем на АК снова начали выполняться экспериментальные и

теоретические исследования в интересах отечественных предприятий и КБ, таких как: ГККБ “Луч”, АНТК им. О.К.Антонова, ГКБ “Южное” и др.



Рис. 1. Модель самолета



Рис. 2. Модель крылатой ракеты

В 1999 году аэродинамическому комплексу ХАИ был присвоен статус научного Национального достояния Украины. На протяжении последних 10 лет АК был отреставрирован и сохраняется в рабочем состоянии, а его дальнейшая модернизация является залогом успешного выполнения заказов КБ и предприятий

На протяжении всего времени существования научных лабораторий кафедры аэрогидродинамики основной темой исследований была и остается: «Экспериментальные и теоретические методы усовершенствования аэродинамического качества летательных аппаратов, наземного транспорта, инженерных сооружений их элементов и систем». В развитии данной тематики, в настоящее время, на кафедре и ПНИЛАА появились следующие научные направления:

1) экспериментальные исследования аэродинамических характеристик управляемых противотанковых и авиационных ракет;

2) численные методы исследования трансзвукового обтекания ЛА и их частей;

- 3) аэродинамика зданий и сооружений;
- 4) исследования по воздействию воздушного транспорта на окружающую среду;
- 5) определение аэродинамических характеристик движущегося крыла с переменной скоростью вблизи экрана;
- 6) экспериментальные исследования ветродвигателей с вертикальной осью вращения;
- 7) решение задач аэрогидродинамики методом граничных интегральных уравнений.

Более 10-ти лет по заказу ГККБ «Луч», которое в настоящее время является основным разработчиком комплексов авиационного и противотанкового вооружения Украины, на сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-6 ХАИ исследовались различные конфигурации ПТУР. Результаты этих исследований были реализованы в конкретных изделиях КБ. На рис. 3 представлена модель в аэродинамической трубе Т-6 ХАИ, на рис. 4 и 5 – ПТУР ГККБ «Луч».

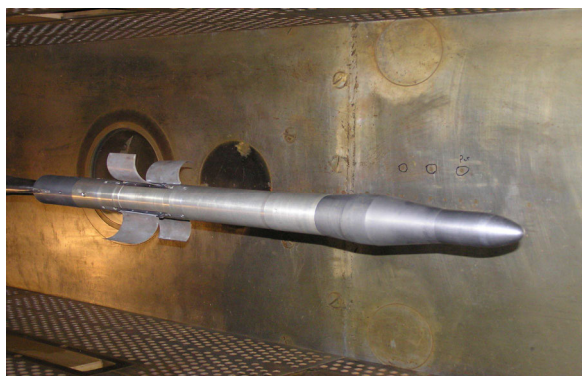


Рис. 3. Модель в рабочей части Т-6

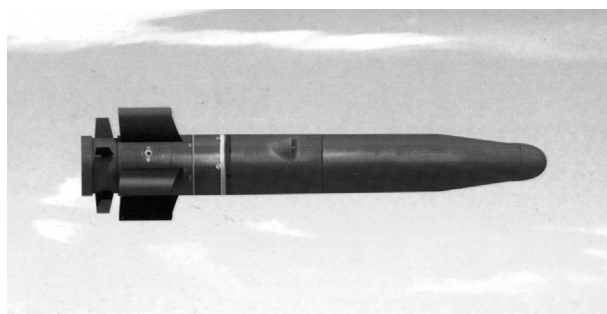


Рис. 4. ПТУР «Стугна»

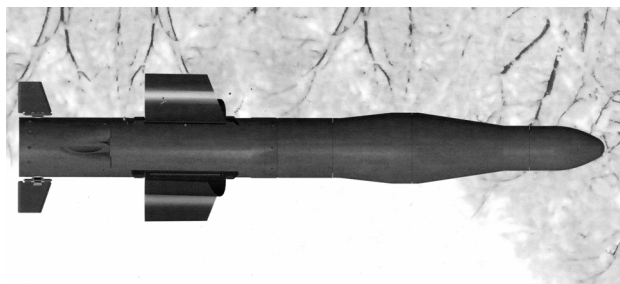


Рис. 5. ПТУР «Барьер»

Разработка экспериментальных и численных методов исследования трансзвукового обтекания ЛА и их частей напрямую связано с необходимостью решения практических задач, возникших при проектировании ЛА в АНТК им. О.К. Антонова.

Приоритетным направлением для научных лабораторий кафедры аэрогидродинамики являются исследования в области ветроэнергетики и промышленной аэродинамики. За последние 10 лет в лаборатории аэродинамики дозвуковых скоростей на базе двух аэродинамических труб АТ-3 и АТ-4 выполнены в большом объеме сертификационные испытания масштабных моделей вертикально осевых ветродвигателей (ВОВД).

По результатам вышеупомянутых этапов исследований спроектирован и изготовлен опытный образец ВОВД-750 «ХАИ» для испытания на полигоне в натурных условиях, который представлен на фотографии (рис. 6).



Рис. 6. Ветродвигатель ВОВД ХАИ

Значительное удорожание и усложнение экспериментальных модельных экспериментов в аэродинамических трубах способствует развитию вычислительных технологий при разработке будущих авиационно-космических аппаратов, наземного транспорта, зданий и инженерных сооружений. Однако, следует помнить, что возрастающая роль ЭВМ в аэродинамических исследованиях предполагает сочетание численных расчетов с использованием экспериментальной информации, накапливающейся

в базах данных, что несомненно будет способствовать развитию верифицированных моделей и методов расчета.

На базе научных лабораторий кафедры аэрогидродинамики разработаны программы: для численного расчета аэродинамических характеристик различных схем ЛА и их частей в широком диапазоне чисел Маха ($M = 0..3,0$), определения аэродинамических характеристик движущегося объекта с большой скоростью вблизи экрана, определения аэродинамических характеристик зданий и сооружений и др.

На рис. 7 представлено моделирование обтекания здания Одесского театра оперы и балета, выполненное по заказу.

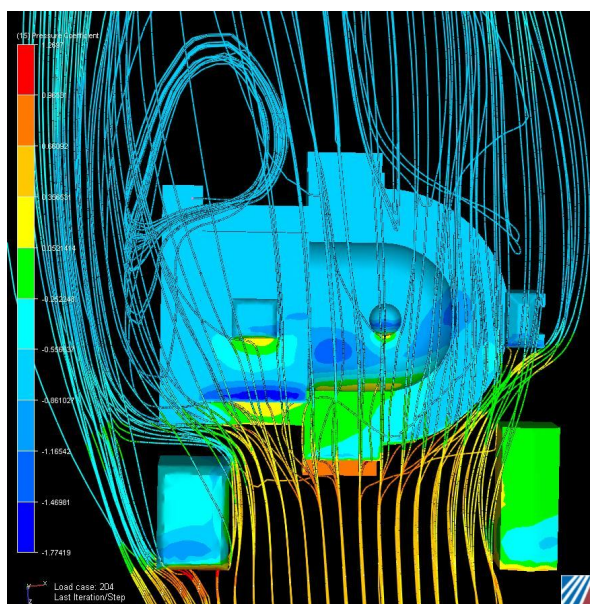


Рис. 7. Картина распределения аэродинамических коэффициентов

С 1960 года научный и преподавательский состав кафедры характеризуется такими данными:

докторские диссертации защитили 4 человека – Я.Е. Ткаченко, В.И. Холявко, Ю.А. Крашаница и В.В. Тюрёв,

кандидатские диссертации защитили 15 человек – Г.И. Андренко, Б.С. Баев, Е.П. Вачасов, В.А. Грайворонский, К.П. Данильченко, В.Н. Журавлев, В.В. Тюрёв, Н.Л. Заугольников, М.А. Коваль, М.М. Овчаров, Л.Г. Санжаревский, В.А. Семенчин, В.В. Чмовж, М.Б. Сайног.

В разные периоды руководство научными лабораториями кафедры аэрогидродинамики возглавляли:

заведующие кафедрой:

- Я.Е. Ткаченко (1941 – 1976 г.г.),
- Г.И. Андренко (1976 – 1989 г.г.),

- В.И. Холявко (1989 – 2001 г.г.),
- Ю.А. Крашаница (2001 – 2008 г.г.),
- В.В. Чмовж (с 2008 г. по настоящее время);

заведующие отраслевой НИЛ дозвуковой аэродинамики:

- А.В. Андрущенко (1957 – 1968 г.г.),
- Ю.Ф. Усик (1968 – 2008 г.г.)

и заведующие отраслевой НИЛ сверхзвуковой аэродинамики:

- А.В. Андрущенко (1968 – 1980 г.г.),
- В.И. Кика (1980 – 1984 г.г.),
- В.Н. Журавлев (1984 – 1995 г.г.),
- В.И. Кулешов (с 1995 г. по настоящее время).

С 2008 года в связи с реорганизацией НИЧ университета две аэродинамические лаборатории были преобразованы в одну проблемную научно-исследовательскую лабораторию аэрогидродинамики и акустики (ПНИЛАА), состоящую из трех отделов:

- дозвуковой аэродинамики,
- сверхзвуковой аэродинамики
- отдела акустики.

Заведующими отделами стали:

- дозвуковой аэродинамики – Ю.В. Гирька;
- сверхзвуковой – В.И. Кулешов;
- акустики – В.И. Найдовский.

Общая численность лаборатории составляет 22 человека.

В настоящее время на кафедре работает 46 человек: ППС – 7 чел., УВП – 12 чел., научных работников и специалистов лаборатории – 22 чел., аспирантов – 5 чел.

Учебный процесс проводится на факультетах №1, №2 и №4 не только по основным дисциплинам: «Аэрогидродинамика», «Аэродинамика самолета и вертолета» и «Динамика полета», но и по дисциплине «Экология городских систем», изучение которой в настоящее время является очень актуальным. При выполнении домашних заданий, курсовых работ и проектов студенты пользуются вычислительной техникой и программами, которые разработаны на базе научных лаборатории кафедры аэрогидродинамики.

Издано 82 научных пособия и 1 монография.

Следует отметить, что программы расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов, разработанные в научных лабораториях, и научные пособия используются в учебном процессе в других вузах и научных организациях.

В целом, кафедра и ее аэродинамический комплекс проводят большую работу по подготовке молодых специалистов в области, авиационно-ракетной техники, выполнении научно-исследовательских работ для промышленности и научно-исследовательских институтов.

Поступила в редакцию 10.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ІСТОРІЯ НАУКОВОЇ ШКОЛИ ТА СУЧАСНІСТЬ НАУКОВИХ ЛАБОРАТОРІЙ КАФЕДРИ АЕРОГІДРОДИНАМІКИ

В.В. Чмовж, В.Н. Журавльов

Створена водночас із Харківським авіаційним інститутом у 1930 році, кафедра аерогідродинаміки впродовж минулих 80 років активно приймала та продовжує брати участь у процесі підготовки та виховання спеціалістів та наукових кадрів в галузі авіації та ракетобудування. Створена академіком Г.Ф. Проскурою наукова школа аерогідродинаміки за даний період отримала новий розвиток. Значно збільшилася експериментальна база кафедри та її наукових потенціал. В наш час унікальний аеродинамічний комплекс кафедри, який є Національним надбанням України, повністю забезпечує потреби авіаційних та ракетних КБ з аеродинамічної обробки заново проєктуємих літальних апаратів України.

Ключові слова: кафедра аерогідродинаміки, наукові лабораторії, історія, наукова школа, аеродинамічна труба.

HISTORY OF THE SCIENTIFIC SCHOOLS AND THE PRESENT OF THE SCIENTIFIC LABORATORIES OF THE AEROHYDRODYNAMICS DEPARTMENT

V.V. Chmovzh, V.N. Guravlov

Created simultaneously with the Kharkov aviation institute in 1930 throughout the past of 80 years the aerohydrodynamics department actively participated and continues to participate in the process of training and education of the experts and scientific staff in the field of the aircraft and aerospace construction. Created by academic G.F. Proskura aerodynamics school of this period has had a new development. Now the unique aerodynamic complex of the aerodynamics department which is the National property of Ukraine, completely provides needs of aviation and aerospace Construction Bureau on the aerodynamic processing of again projected flying vehicle in Ukraine.

Keywords: aerohydrodynamics department, scientific laboratory, history, scientific school, wind tunnel.

Чмовж Віталій Витальєвич – канд. техн. наук, доцент, заведуючий кафедрою аерогідродинаміки Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Журавльов Владимир Никифорович – канд. техн. наук, с.н.с., ведучий научний сотрудник кафедри аерогідродинаміки Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7

В.Є. ГАЙДАЧУК, О.В. ГАЙДАЧУК, Я.С. КАРПОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Україна

ТРИДЦЯТЬ РОКІВ НАУКОВОЇ ШКОЛИ З ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ ВИРОБІВ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Проведений короткий огляд і аналіз результативності діяльності наукової школи Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» з проблеми створення виробів авіаційно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів з моменту початку функціонування школи до теперішнього часу. Обговорюється принцип формування інтелектуальної кооперації наукової школи, концепція її науково-дослідних робіт, форми і способи їх реалізації, а також основні результати, досягнуті за 30 років існування.

Ключові слова: наукова школа, проблема створення виробів авіаційно-космічної техніки, полімерні композиційні матеріали, підготовка наукових кадрів, принцип, концепція.

У джерела виникнення школи був Генеральний конструктор академік АН СРСР та УРСР Олег Костянтинович Антонов [1 – 5]. На формування наукового напрямку школи також зробили суттєвий вплив ідеї системного підходу д.т.н. професора Л.О. Колеснікова.

Основою формування наукової школи було створення вперше в Радянському Союзі літака Ан-2М з фюзеляжем із композиційних матеріалів (склопластиків) – 1970 р. та створення галузевої лабораторії Мінавіапрому СРСР з дослідження несучої спроможності і тривалої міцності авіаконструкцій з композиційних матеріалів – 1971 р., в якій виконувались науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи за завданням ЦАГІ ім. М.Є. Жуковського, ДКБ О.К. Антонова, А.М. Туполева, А.І. Мікояна, КБ «Райдуга», РКК «Енергія», ОНВП «Технологія» НВО «Композит» та інших провідних авіаційних та ракетно-космічних організацій (1971 – 1980 р.р.).

Характерними підходами, методами і засобами основного наукового напрямку школи є:

- комплексний (системний) підхід до створення об'єктів;
- теоретико-експериментальні методи аналізу і синтезу при розробці нових конструктивно-технологічних рішень (КТР);
- виявлення і врахування багатofункціональних зв'язків (взаємодії) факторів механіки матеріалів і конструкцій, технології їх створення, середовища та факторів експлуатації;
- засоби і математичні моделі сучасних інформаційних та комп'ютерних технологій.

Характерні властивості наукового напрямку складають:

- глибоке володіння інформацією щодо стану аналізу предмету та об'єкта дослідження;
- орієнтація на синтез піонерських КТР на основі потенційних можливостей нових матеріалів та їх ефективного сполучення;
- орієнтація на економічність, якість та високий екологічний рівень реалізації КТР та їх ефективність на протязі життєвого циклу літального апарату.

Ця наукова школа не тільки сприяла підготовці кадрів вищої кваліфікації для України і Росії, але і стала основою для відкриття в університеті спеціальності по підготовці інженерів з проектування, технології виробництва і розрахунку на міцність конструкцій з КМ. В кінці 90-х років зі створенням на факультеті ракетно-космічної техніки кафедри авіаційного матеріалознавства (407) відбулося і формальне розділення наукової школи між кафедрами проектування ракетно-космічних апаратів (403) і 407. Проте неформальний розвиток цієї наукової школи продовжується в єдиному руслі по теперішній час. В цьому аспекті розв'язуються важливі комплексні проблеми створення авіаційної і ракетно-космічної техніки (АРКТ) з ПКМ, показані в [3].

З початку 2000-х років основною проблемою школи стала розробка наукових основ проектування ЛА з нових матеріалів з урахуванням технологічних, експлуатаційних і екологічних чинників.

Ця проблема, в рамках якої проводяться дослідження, достатньо глобальна. З безлічі нових матеріалів, ефективно вживаних в тих або інших агрегатах АРКТ, досліджуються в основному (традиційно)

полімерні КМ і близька до них в аспекті можливостей управління технологічними засобами кераміка, а також стільникові заповнювачі.

Вирішення основних складових цієї проблеми носить перманентний характер і можливо тільки залученням колосальних інтелектуальних і матеріаль-

них ресурсів. Для розв'язання цих складових реалізується принцип неформальної інтелектуальної кооперації, заснований на опосередкованому аналізі, синтезі і переробці наукової і виробничої інформації, що поступає з різних організацій в різних формах (рис. 1).

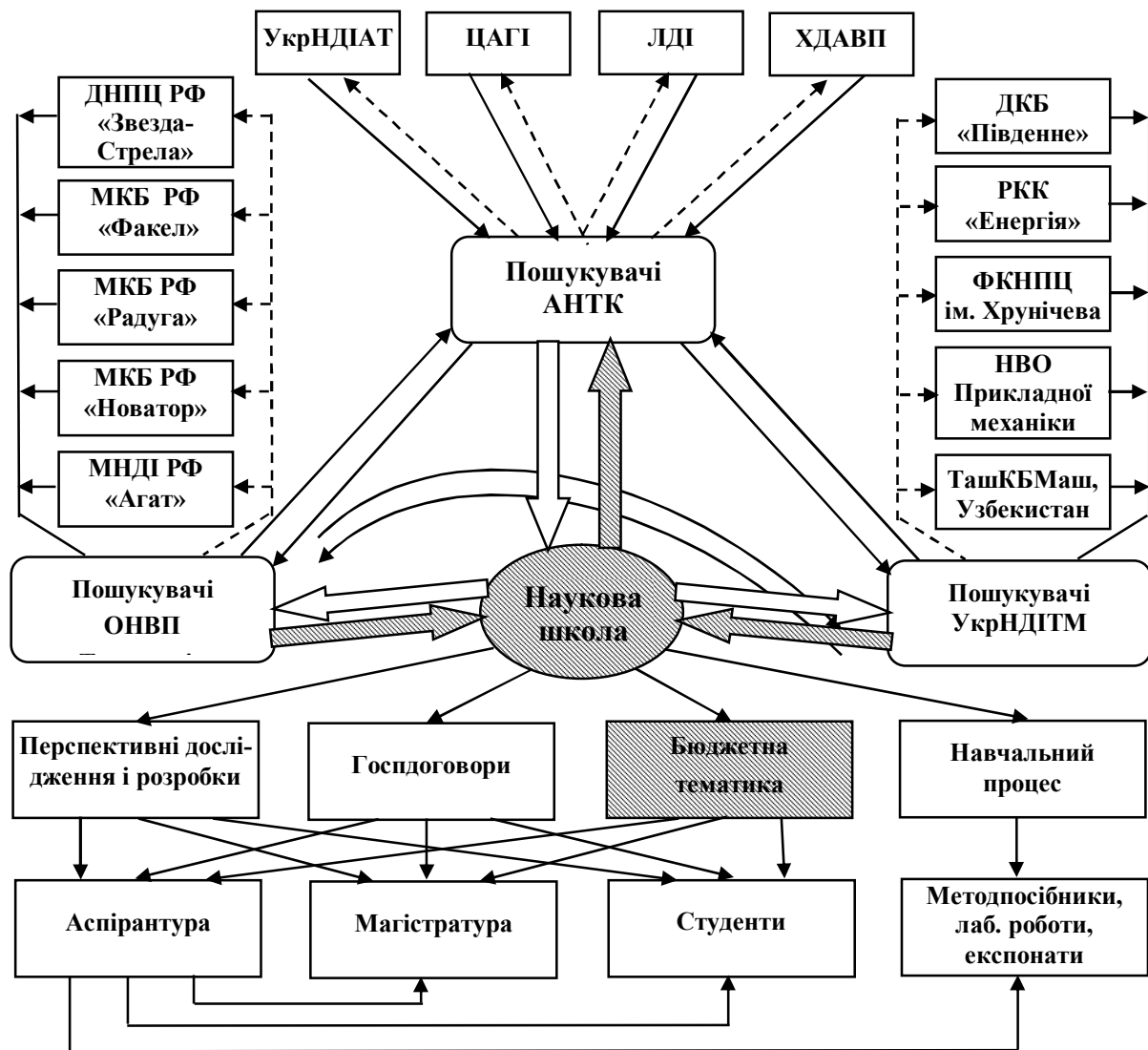


Рис. 1. Принцип формування інтелектуальної кооперації наукової школи та його реалізація (приклад)

Суть цього принципу є в наступному. Школа має багаторічні наукові зв'язки з рядом організацій України і Росії. Їх глибина і характер міняються в часі, але самі зв'язки зберігаються. В цих організаціях існує високий інтелектуальний потенціал, як колективний, так і особовий. Фахівці цих організацій пов'язані з рядом відомих у всьому світі фірм, для яких вони вирішують найважливіші практичні задачі, що вимагають наукового осмислення, розробки нових методів, концепцій, науко-

вих основ, тобто всього того, що є еством кваліфікаційних робіт – кандидатських і докторських дисертацій. Ці фахівці, стаючи пошукувачами, несуть з собою колосальний інформаційний потік, що вимагає сумісного осмислення, аналізу, синтезу, узагальнення.

Узагальнена інформація йде зворотним потоком у все ці фірми, трансформуючись в нові КТР, об'єкти АРКТ, технології, устаткування і т.д., тобто у впровадження.

В самій науковій школі формуються та синтезуються ідеї, підходи, принципи, що перетворюються в нові конкретні теми, задачі, проблеми, покладені в основу бюджетної тематики: перспективних досліджень і розробок, що як правило не фінансуються, але необхідні для саморозвитку наукової школи; госпдоговорів; забезпечення навчального процесу методичними посібниками, експонатами, написання підручників і монографій.

Останній, нижній рівень рис. 1: бюджетна тематика, перспективні дослідження і договори, живлять науковою тематикою студентські НДР, магістратуру та аспірантуру.

Концептуально схема НДР наукової школи представлена на рис. 2, а форми і способи реалізації НДР – на рис. 3.

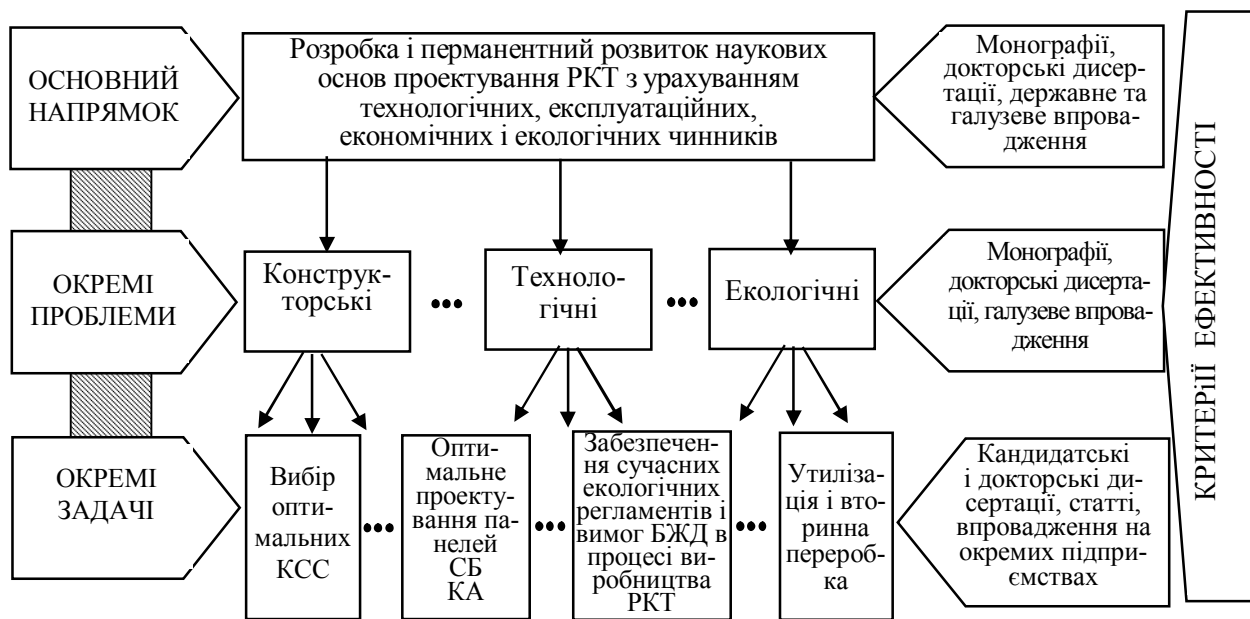


Рис. 2. Концептуальна схема НДР наукової школи

До 2010 року школою підготовлено 8 докторів і 52 кандидати технічних наук.

В складі наукової школи працюють викладачі та науковці кафедр проектування ракетно-космічних апаратів (403), ракетних двигунів (401), авіаційного матеріалознавства (407) та деякі співробітники інших організацій України (УкрНДІАТ, УкрНДІТМ, АНТК «Антонов» та інші) та Росії (ОНВП «Технологія» та ін.).

Перелік основних наукових досягнень за термін існування школи дуже великий.

Основні наукові досягнення за перше десятиріччя існування 1980 – 1990 р.р. відображені в [1, 2].

За цей період школою вирішувалась проблема теоретичного забезпечення технічної підготовки виробництва авіаконструкцій із композиційних матеріалів (КМ), основними складовими якої є конструкторська та технологічна підготовка виробництва.

Разом за період 1980 – 1990 р.р. було захищено 15 кандидатських та 2 докторські дисертації, у тому числі з метою підготовки наукових кадрів для ХАІ,

АНТК «Антонов», Обнінського науково-виробничого об'єднання «Технологія» (РФ) та Ступинського дослідно-конструкторського бюро машинобудування (РФ).

До найбільш важливих наукових результатів цього десятиліття слід віднести вперше виконані:

- розробку і обґрунтування основних принципів пошуку раціональних КТР легких пасажирських літаків на базі синтезованих таблиць відповідності системи якісного пріоритету КМ комплексу загальних експлуатаційних вимог до конструкції виробів, які реалізовано аналітичними залежностями;

- на основі співвідношень термов'язкопружності створення методу виявлення та регулювання напружено-деформованого стану технологічного походження при розробці раціональних процесів формування панельних авіаконструкцій із КМ з регламентованим рівнем технологічних напружень;

- розробку методу захисту елементів авіаконструкцій із КМ від ерозійного руйнування в середовищі експлуатації;

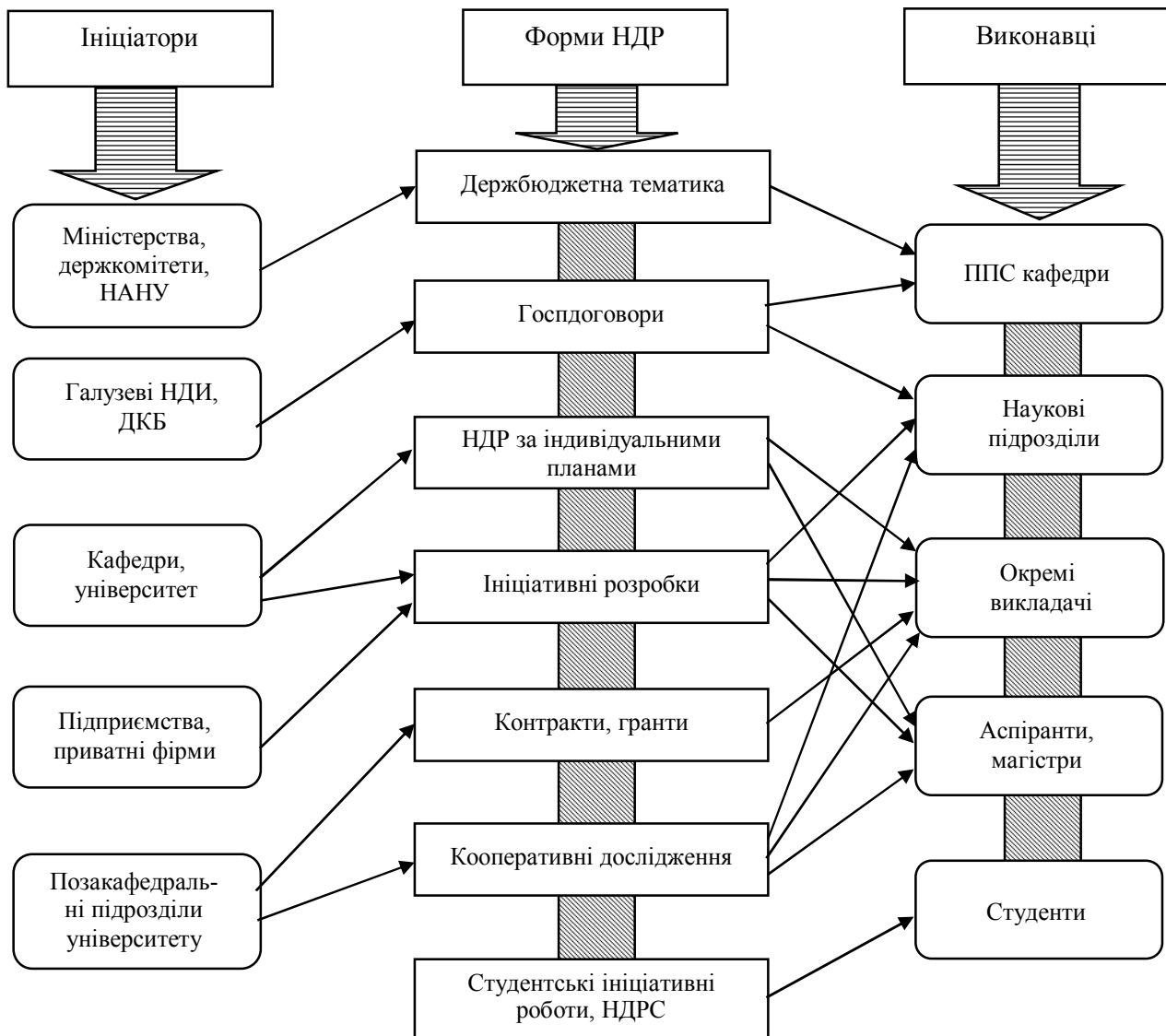


Рис. 3. Форми і способи реалізації НДР наукової школи

– створення методу безпросочної технології виробництва елементів авіаконструкцій із термопластичних полімерних КМ;

– розробку на основі енергетичної теорії втомленого руйнування композиційного матеріалу неруйнівного методу прогнозування залишкового ресурсу елементів авіаконструкцій;

– створення аналітичних методів технологічної механіки визначення несучої спроможності елементів конструкцій літальних апаратів із КМ з урахуванням випадкового характеру механічних властивостей і геометричних параметрів монослою;

– розробку методів синтезу раціональних КТР лонжеронів крила із КМ та з'єднань обшивки з каркасом крила на основі скріплювальних мікроелементів, а також лопаток повітряних гвинтів із КМ;

– синтез методів підвищення міцності малогабаритних оболонок тиску ЛА на основі органоволокон;

– концепція створення гвинтовентиляторів для транспортних і пасажирських літаків нового покоління.

До складу інших наукових досягнень першого періоду існування школи треба віднести:

– науковцями школи одержано 55 авторських свідоцтв і патентів на винаходи;

– щорічно, з 1984 р., видання збірника наукових праць Харківського авіаційного інституту «Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов»;

– видано 16 навчальних посібників з механіки, проектування та технології виробництва елементів та агрегатів ЛА із полімерних КМ.

За друге десятиріччя існування школи 1990 – 2000 р.р. захищено 14 кандидатських дисертацій та 4 докторські з метою підготовки кадрів для ХАІ, Українського науково-дослідного інституту техно-

логії машинобудування (УкрНДІТМ), Українського науково-дослідного інституту авіаційної технології (УкрНДІАТ), та Павлоградського машинобудівного заводу, АНТК «Антонов».

До складу основних наукових досягнень другого періоду існування школи треба віднести вперше розроблені:

- математичні моделі взаємодії КМ та дискретних кріпінних елементів і методики визначення деформативних властивостей дискретних елементів з'єднання деталей із КМ;

- методи раціонального розкрою при викладенні армуючих напівфабрикатів та визначення енергетичних параметрів формоутворення деталей авіаконструкцій криволінійної форми із КМ;

- універсальну форму чарунки стільникового заповнювача, для якого розроблені аналітичні співвідношення для визначення залежності його фізико-механічних характеристик від геометричних та технологічних параметрів стільників, а також метод їх виробництва для конструкцій ЛА;

- принципи і методи синтезу параметрів металокомпозитних гетерогенних структур авіаконструкцій;

- наукові основи систематизації об'єктів і моделювання операцій підготовки виробництва авіаконструкцій із КМ;

- метод прогнозування ефективної звукоізоляції із ПКМ для автономних та включених в силову схему фюзеляжу натурних панелей для салонів пасажирських літаків;

- метод проектування елементів дзеркальних антен ЛА при регламентованому радіальному зміщенні відбивача із КМ;

- теоретичні основи неруйнівного контролю та діагностики стану елементів конструкції ЛА вібраційними методами;

- КТР ефективного профільного з'єднання для високонавантажених відсіків ЛА із КМ;

- ефективні засоби удосконалення основних технологічних процесів виробництва елементів авіаконструкцій із ПКМ;

- наукові основи технології ресурсозберігаючого технологічного комплексу виробництва агрегатів ракетно-космічної техніки із полімерних КМ;

- ефективні методи проектування технологічного оснащення для виготовлення деталей із полімерних КМ та розробка їх нових КТР;

- методи проектування раціональних за масою конструкцій корпусу та крила ЛА із шаруватих КМ, що виготовляються намоткою, з урахуванням конструктивно-технологічних обмежень;

- технологію безперервного намотування трубчастих елементів конструкцій малого діаметру із КМ для ЛА.

Крім того науковцями школи одержано 43 авторських свідоцтва і патенти на винаходи, видано 15 номерів збірника наукових праць Державного авіакосмічного університету ім. М.С. Жуковського «ХАІ», 13 навчальних посібників з механіки, проектування та технології виробництва елементів та агрегатів ЛА із полімерних КМ та 2 підручника з грифом Держкомітету СРСР з народної освіти [6] та з грифом Міносвіти та науки України [7], прийнято участь у 28 міжнародних конференціях з доповідями, присуджено Державну премію України в галузі науки і техніки за цикл наукових праць «Теоретичні основи системи виробництва відповідальних деталей та вузлів машин із високоміцних легких конструкційних матеріалів» д.т.н. професорам В.Є. Гайдачуку та Я.С. Карпову, 1995 р.

За третій період школою вирішувалась проблема створення ЛА із нових матеріалів з врахуванням технологічних, експлуатаційних і екологічних факторів. Основними досягненнями цього етапу були вперше розроблені:

- методи технологічного забезпечення виробництва панельних несучих поверхонь сонячних батарей космічного призначення із КМ;

- наукові основи технологічної підготовки виробництва радіо прозорих обтічників ЛА з кварцової кераміки;

- наукові основи технології виробництва стільникових заповнювачів і конструкцій для ЛА і конверсійного призначення;

- теоретичні основи якості виготовлення пасажирських і транспортних літаків з використанням нових методів і нової концепції авіаційної техніки в процесі виробництва;

- методи оптимального проектування металокомпозитних балонів високого тиску при різних умовах їх експлуатації в системах ЛА і конверсійного призначення;

- наукові основи безпечної технології виробництва конструкцій авіаційної та ракетно-космічної техніки з полімерних КМ з урахуванням нової концепції безпечної технології, загальних принципів проектування технологічних процесів, а також нової моделі біологічної системи організму оператора і її відгуків на впливи шкідливих і небезпечних факторів середовища виробництва;

- наукові основи сучасного і перспективного авіаційного виробництва з урахуванням нової концепції розвитку принципу наступності в організації і реалізації виробництва авіаційної техніки, нових методів і підходів до вирішення проблеми ресурсу і зниження маси літака, принципів створення виробів із полімерних КМ та розв'язання проблем створення ефективних форм кооперації;

– метод проектування панелей крил ЛА зі стільниковим заповнювачем при комбінованому навантаженні з урахуванням недоліків його виготовлення ;

– методи підвищення ефективності виробництва конструкцій ЛА із полімерних КМ з урахуванням динаміки внутрішніх процесів, що відбуваються при їх виготовленні;

– праксеологічний метод проектування модифікацій салонів базових пасажирських літаків на основі критеріїв внутрішньої безпеки і комфорту;

– багаторівнева класифікація технологічних дефектів стільникових заповнювачів і конструкцій та методи нормування допусків на різних стадіях виробництва;

– методи проектування раціонального силового набору лонжеронного крила із КМ;

– метод прогнозування адаптації оператора до дії шкідливих факторів машинобудівного виробництва, заснований на використанні імітаційних моделей системи життєзабезпечення;

– технологічні методи підвищення стабільності показників якості і фізико-механічних властивостей стільникових полімерних заповнювачів для аерокосмічних конструкцій з урахуванням їх дефектів, що виникають на різних стадіях виробництва;

– математична модель, що описує головні процеси, які відбуваються при формуванні листових панелей із полімерних КМ з регламентованими характеристиками ;

– концепція мінімізації маси багатовідсікових тришарових оболонок ЛА із полімерних КМ зі стільниковим заповнювачем в рамках синтезу його нових аналітичних моделей із стандартним комплексом методу скінчених елементів з урахуванням нерегулярних зон виробу.

Разом за період 2000 – 2009 р.р. було захищено 13 кандидатських та 4 докторських дисертацій, у тому числі пошукувачами ХАІ, Національного університету Мексики в рамках Угоди про наукове співробітництво, ДНЦ «Технологія», Росія, УкрДНІТМ та АНТК «Антонов».

За період 2000 – 2009 р.р. основними науковими результатами школи також були:

– участь у міжнародному проєкті УНТЦ (Україна, Росія, Узбекистан) Uzb-24 «Розробка і оптимізація нових перспективних стільникових конструкцій конверсійного призначення і впровадження технологій їх виробництва», 2001 – 2002 р.р.;

– участь у міжнародному проєкті «З'єднання деталей із полімерних композиційних матеріалів» (European Office of Aerospace Research and Development), 2007 – 2010 р.р.;

участь у міжнародному проєкті SENARIO – «Новітні сенсори та нові концепції для інтелектуального і надійного управління процесом клейового

ремонту» (Sixth Framework Gramme Priority 4 Aeronautics Space), 2007 – 2010 р.р.;

– участь у міжнародному проєкті ALKAS – «Проектування нервюри з полімерного композиційного матеріалу» (Sixth Framework Gramme Priority 4 Aeronautics Space), 2007 – 2010 р.р.;

– щорічне видання збірника наукових праць ХАІ «Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов» (38 випусків);

– успішне виконання 7 комплексних фундаментальних держбюджетних тем за напрямком «Авіація і космонавтика» Міністерства освіти і науки України, у тому числі: «Наукові основи проектування і створення літальних апаратів із нових матеріалів з урахуванням технологічних, експлуатаційних і екологічних факторів» (2000 – 2002 р.р.), «Розробка теоретичних основ технологічної механіки стільникових конструкцій для аерокосмічної техніки» (2003 – 2005 р.р.) та «Розробка наукових основ проектування і виробництва композитних конструкцій аерокосмічної техніки» (2006 – 2009 р.р.);

– участь в 6 міжнародних конгресах з астронавтики з доповідями та в 1 Українсько-корейському форумі з доповіддю в Сеулі;

– участь в II та III міжнародній науково-практичній конференції «Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники» з 20 доповідями (м. Дніпропетровськ, 2007 та 2009 рр.), в щорічних міжнародних конференціях «Композиційні матеріали в промисловості (Славполіком)» з численними доповідями (м. Ялта, АР Крим, 2000 – 2009 р.р.), «Людина і космос» з численними доповідями (м. Дніпропетровськ, 2000 – 2009 р.р.), «Інтегровані комп'ютерні технології машинобудування, ІКТМ» (м. Харків, ХАІ, 2000 – 2009 р.р.), а також в міжнародних конференціях «Новые материалы и технологии, НТМ-2004» з 3 доповідями (м. Москва, 2004 р.), «Університетські мікросупутники – перспективи і реальність» (м. Євпаторія, НЦУІКЗ, 2006 р.), в міжнародному форумі «Eighth International Scientific Forum – AIMS for Future Engineering Science», AFES, 2007, Winnipeg, Canada;

– участь у складі української делегації (Гайдачук В.Є., Карпов Я.С., Русин М.Ю.) в Міжнародному авіаційно-космічному салоні в Ля-Бурже, Париж, 2002 р.;

– Указом Президента України завідувачам кафедр професорам д.т.н. В.Є. Гайдачуку та Я.С. Карпову присвоєно почесні звання Заслуженого діяча науки і техніки України, 2005 р.;

– науковцям к.т.н. Ф.М. Гагаузу, О.В. Івановській, Г.М. Колосковій і Н.М. Московській присуджено премію Президента України для молодих вчених, 2007 р.;

– за особисті досягнення в галузі науки, вагомий внесок у вирішення науково-технічних проблем призначено іменну стипендію Харківської обласної держадміністрації ім. Г.Ф. Проскури д.т.н., професору В.Є. Гайдачуку в 2008 році та д.т.н., професору Я.С. Карпову в 2009 році;

– за участю д.т.н. професора Я.С. Карпова видано 9 підручників та посібників з грифом МОН України.

Наукова школа приймала також активну участь у виконанні Національної космічної програми України на 1998 – 2002 р.р., Федеральної космічної програми РФ, міжнародних програмах «Астролінк» і «Інмарсат-4» та програмі розвитку авіаційної промисловості України.

За термін існування наукової школи її представниками зроблено понад 600 публікацій, у тому числі більш ніж 100 у виданнях Росії (після розпаду СРСР) та дальнього зарубіжжя, отримано 100 авторських свідоцтв та патентів, укладено велику кількість угод різних форм (договорів про творче співробітництво, господарських договорів, контрактів, грантів та ін.).

Таким чином, завершуючи далеко не повний аналіз, можна констатувати, що майбутнє наукової школи з проблеми створення виробів авіаційно-космічної техніки з полімерних КМ, як і науки в ХАІ в цілому, бачиться оптимістичним тому, що

нинішнє покоління вчених нашого університету досить впевнено і кваліфіковано продовжує проводити актуальні наукові дослідження в складних умовах розвитку економіки України шляхом ринкових відносин і інтеграційних процесів визнаних суспільством пріоритетними [8].

Література

1. Бичков С.А. Основные проблемы создания изделий авиационной и ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов (аналитический обзор) / С.А. Бичков, В.Е. Гайдачук //

Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во образ. Украины; Гос. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 1998. – Вып. 13. – С. 6-17.

2. Гайдачук В.Е. Научная школа ХАИ по проблеме создания эффективных конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов // *Технологические системы. – 1999. – № 2. – С. 81-83.*

3. Гайдачук В.Є. О.К. Антонов і розвиток наукових досліджень в ХАІ / В.Є. Гайдачук, О.Г. Гребеников // *Генеральний конструктор О.К. Антонов: матеріали наукових читань з циклу «Видатні конструктори України» / Нац. техн. ун-т України «КПІ»; Держ. політехн. Музей. – К., 2002. – С. 34-50.*

4. Гайдачук В.Е. Роль ХАИ в решении проблемы научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику: итоги и перспективы / В.Е. Гайдачук, А.В. Гайдачук, Я.С. Карпов // *Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 7. – С. 21-39.*

5. Гайдачук В.Е. Развитие теории и практики создания авиакосмических конструкций из полимерных композиционных материалов в Харьковском авиационном институте / В.Е. Гайдачук, А.В. Гайдачук, Я.С. Карпов, В.С. Кривцов // *Международ. семинар по истории машиноведения: сб. ст.. Москва, 17-19 мая 1995 г. / МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М., 2005. – С. 42-44 (Международный симпозиум «Образование через науку»).*

6. Гайдачук В.Е. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов: Учебник для вузов / В.Е. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин, Г.А. Молодцов. – Х: ХАИ, 1989. – 332 с.

7. Бичков С.А. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів: Підручник / С.А. Бичков, В.Є. Гайдачук, О.В. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.М. Кобрін. – К., 1993. – 376 с.

8. Гайдачук О.В. Системи створення наукових шкіл у ХАІ / О.В. Гайдачук // *Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "ХАІ", 2005. – С. 441-445.*

Поступила в редакцию 5.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой технологии производства авиационных двигателей А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

ТРИДЦАТЬ ЛЕТ НАУЧНОЙ ШКОЛЫ ПО ПРОБЛЕМЕ СОЗДАНИЯ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В.Е. Гайдачук, А.В. Гайдачук, Я.С. Карпов

Проведен краткий обзор и анализ результативности деятельности научной школы Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» по проблеме создания изделий авиационно-космической техники из полимерных композиционных материалов с момента начала функционирования школы до настоящего времени. Обсуждается принцип формирования интеллектуальной кооперации научной школы, концепция ее научно-исследовательских работ, формы и способы их реализации, а также основные результаты, достигнутые за 30 лет существования.

Ключевые слова: научная школа, проблема создания изделий авиационно-космической техники, полимерные композиционные материалы, подготовка научных кадров, принцип, концепция.

THE ANALYSIS OF THE TECHNOLOGICAL DEFECTS ARISING IN A SERIES PRODUCTION OF INTEGRATED AIRFRAMES MADE FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

V.E. Gaidatchouk, O.V. Gaidatchouk, J.S. Karpov

A brief review and analysis of effectiveness of activity of the National aerospace university named by N.E. Gukovsky scientific school is conducted the «Kharkov aviation institute» on the problem of creation of wares aviation-space the system engineering from polymeric composition materials from the moment of beginning of functioning of school to the present tense. Principle of forming of intellectual co-operation of scientific school, conception of its research works, forms and methods of their realization, and also basic results attained for 30 years of existence, comes into question.

Keywords: scientific school, the challenge of creating products of aerospace equipment, polymer composite materials, training of scientific personnel, the principle, the conception.

Гайдачук Віталій Євгенович – д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Гайдачук Олександр Віталійович – д-р техн. наук, професор, проректор з НДР, завідувач кафедри ракетних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Карпов Яків Семенович – д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри авіаційного матеріалознавства, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

УДК 519.873: 62-50(047)

А.С. КУЛИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

О НАУЧНОЙ ШКОЛЕ РАЦИОНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕКТАМИ В НЕШТАТНЫХ РЕЖИМАХ

Рассмотрены особенности становления и развития в ХАИ научной школы «Рациональное управление объектами в нештатных режимах», основным направлением которой являются исследования по созданию автоматических систем диагностирования и восстановления работоспособности аэрокосмических объектов. Приведены основные научные результаты. Дано определение рационального управления. Описаны результаты прикладных исследований. Изложены перспективные научные направления. Представлены основные достижения научной школы.

Ключевые слова: диагностирование, восстановление работоспособности, системы автоматического управления, аэрокосмические объекты, диагностические модели, критерии диагностирования, сигнально-параметрический подход, рациональное управление.

Введение

С расширением функциональности и увеличением сложности аэрокосмических объектов различного назначения возрастает на всех стадиях жизненного цикла зависимость от дестабилизирующих факторов – отказов, а также степень риска выполнения полётного задания. Нештатные, аварийные режимы функционирования существенно влияют на эффективность аэрокосмических проектов. Поэтому при создании аэрокосмических объектов всегда разрабатывают и используют многочисленные информационные технологии, а также наземные и бортовые комплексы для оценки текущего технического и функционального состояния – *диагностирования* и парирования аварийных состояний – *восстановление работоспособности* летательных аппаратов.

1. Первые шаги в диагностировании

Впервые аналитическим решением задач диагностирования систем автоматического управления (САУ) начали заниматься в 1970 году по инициативе В.Л. Грецова. На начальном этапе использовали первые формальные функционально-логические модели, с помощью которых описывали нештатные режимы функционирования разомкнутых систем управления в статике при тестовых воздействиях. Под руководством В.Г. Рубанова были получены первые теоретические результаты по алгоритмизации процессов диагностирования [1, 2]. Настоящее желание диагностировать системы в динамике привели к описанию аварийных режимов в форме

линейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Поиск идей, а также методов и инструментальных средств диагностирования динамических режимов на этом этапе успешно завершился благодаря диссертации R. Beard [3], возможность ознакомления с которой появилась после прохождения Ю.Н. Соколовым научной стажировки в Массачусетском технологическом институте. В этой сугубо теоретической работе было предложено новое использование тогда еще мало известных фильтров Д. Люенбергера, представляющих собой детерминированный вариант фильтров Р. Калмана, для решения задачи диагностирования линеаризованного обобщенного объекта управления, содержащего сервоприводы, объект и датчики. Использование такого подхода позволило существенно продвинуться благодаря участию Ю.Н. Соколова как в понимании диагностирования в реальном масштабе времени и в принципах восстановления работоспособности обобщенного объекта с помощью самоорганизации, так и в разработке на новой основе конструктивных алгоритмов диагностирования и восстановления.

Результаты машинных экспериментов на ЭВМ «МИР-2» по моделированию процессов диагностирования и восстановления работоспособности космического летательного аппарата подтвердили эффективность разработанных инструментальных средств и получили одобрение Я.Е. Айзенберга (предприятие «Электроприбор»), а также на семинарах А.А. Красовского (Военно-воздушная академия им. Н.Е. Жуковского), П.П. Пархоменко (Институт проблем управления), и опубликованы в ряде статей [4 – 7].

2. Новые диагностические модели

Последующие практические и теоретические исследования в области диагностирования объектов и восстановления их работоспособности – *отказоустойчивости* привели к пониманию несовершенства разработанного подхода, заключающегося в существенном противоречии между требуемой в то время на практике глубиной диагностирования и возможной с помощью фильтров Луюенбергера, а следовательно, и принципиальной невозможности эффективно использовать избыточные ресурсы для качественного восстановления работоспособности аэрокосмических объектов. Поиск адекватного подхода привел к необходимости разработки новой концепции диагностических моделей и на их основе – к разработке нового диагностического обеспечения с заданной глубиной. В результате проведенных исследований были разработаны новые классы диагностических моделей, отражающие связь прямых диагностических признаков с косвенными, доступными измерению. Это *диагностические функциональные модели* (ДФМ) и *диагностические логические модели* (ДЛМ). В ДФМ используются прямые и косвенные признаки отказов в форме отклонений диагностических параметров от номинальных значений. Для формирования ДЛМ применяются признаки отказов в форме булевых переменных. Особенности ДФМ рассмотрим на примере простейших линеаризованных моделей. Наиболее общей формой аналитического описания в номинальном режиме функционирования САУ является описание в дискретном пространстве состояний

$$\begin{aligned}x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) + \xi(k); \\x(k_0) &= x_0; \\y(k) &= Cx(k) + v(k),\end{aligned}\quad (1)$$

где $x(k)$ – вектор состояния системы,

$x(k) \in X^n$; $u(k)$ – вектор управления,

$u(k) \in U^r$; $y(k)$ – вектор измеряемых переменных,

$y(k) \in Y^m$; $\xi(k)$ и $v(k)$ – векторы ошибок моделирования, помех измерения;

A, B и C – матрицы соответствующих размерностей, отражающие функциональные особенности САУ;

k – номера дискрет, $k \in T$.

В аргументах переменных для упрощения записи опущен параметр T_0 – период квантования сигналов.

При построении ДФМ используется множество возможных физических видов отказов

$$D = \{d_1, d_2, \dots, d_q\}.$$

В результате параметризации этого множества для каждой основной задачи диагностирования формируются свои прямые диагностические параметры, квазистационарные на интервале диагностирования. Для рассматриваемого общего случая вектор этих параметров $\lambda^T = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_\mu\}$, причем $\lambda_i \in \Omega_i, i = \overline{1, \mu}$.

Тогда в общем случае линейную динамическую систему, отражающую влияние прямых диагностических параметров λ , можно описать в классе линейных конечно-разностных моделей следующим образом:

$$\begin{aligned}\tilde{x}(k+1) &= A(\lambda)\tilde{x}(k) + B(\lambda)u(k) + \xi(k); \\ \tilde{x}(k_0) &= \tilde{x}_0;\end{aligned}\quad (2)$$

$$\tilde{y}(k) = C(\lambda)\tilde{x}(k) + D(\lambda)u(k) + F(\lambda) + v(k),$$

где $\tilde{x}(k)$ и $y(k)$ – векторы переменных, характеризующих возмущенное действием отказов движение системы;

$D(\lambda)$ и $F(\lambda)$ – матрицы соответствующих размерностей, отражающих влияние прямых диагностических параметров отказов на доступный измерению выход системы.

В качестве прямых признаков отказа используем тогда $\Delta\lambda_i = \lambda_i - \lambda_{i_0}$, где λ_{i_0} – номинальное значение i -го диагностического параметра, а косвенные признаки представляют собой отклонения векторов $\tilde{y}(k)$ от вектора $\hat{y}(k)$, характеризующего номинальное поведение САУ, т.е. $\Delta y(k) = \tilde{y}(k) - \hat{y}(k)$.

При малых $\Delta\lambda_i \ll \Delta\lambda_i^2$ и $\Delta y(k) \ll \Delta y^2(k)$ можно проводить аналитическую линеаризацию уравнений (2) и получить в общем виде такие ДФМ для «малых» отказов:

$$\begin{aligned}\Delta x(k+1) &= A\Delta x(k) + [A_i x(k) + B_i u(k)]\Delta\lambda_i + \eta(k); \\ \Delta x(k_0) &= \tilde{x}_0;\end{aligned}\quad (3)$$

$$\Delta y(k) = C\Delta x(k) + [C_i x(k) + D_i u(k) + F_i]\Delta\lambda_i + \mu(k),$$

названные MD – моделью, где A_i, B_i, C_i, D_i и F_i – частные производные матриц $A(\lambda), B(\lambda), C(\lambda), D(\lambda)$ и $F(\lambda)$ по параметру λ_i ; $\eta(k)$ и $\mu(k)$ – векторы ошибок и помех.

Из системы уравнений (3) следует, что MD – модель описывается линейными конечно-разностными уравнениями с переменными коэффициентами, причем закон изменения коэффициентов определяется поведением вектора состояния $\hat{x}(k)$ эталонной модели системы (1) и вектора управляющих воздействий $u(k)$.

В общем случае связь между признаками $\Delta y(k)$ и $\Delta \lambda_i$ можно представить с помощью уравнения

$$\Delta y(k) = \varphi_i(k) \Delta \lambda_i; i = \overline{1, \mu}, \quad (4)$$

где $\varphi_i(k)$ – функция чувствительности, соответствующая i -му признаку ДФМ по диагностическому параметру λ_i . Функция $\varphi_i(k)$ представляет собой временную дискретную функцию и для перехода к логическим признакам вводятся различными способами ее числовые характеристики η_{ij} . Тогда для перехода от абсолютной шкалы признаков к шкале наименований появляется возможность использовать двузначное предикатное уравнение

$$Z_j = S_2(\eta_{ij} - \delta) = \begin{cases} 1, & \text{если } \eta_{ij} \geq \delta; \\ 0, & \text{если } \eta_{ij} < \delta, \end{cases} j = \overline{1, m}, \quad (5)$$

где $S_2(\cdot)$ – символ двузначного предиката; δ – пороговое значение, зависящее от точности представления и последующей обработки данных. Последовательно применяя это уравнение, получим прямоугольную булеву таблицу размером $\mu \times m$. Число строк таблицы соответствует числу прямых признаков отказа $\Delta \lambda_i$, а число столбцов – размерности вектора $\Delta y(k)$. Эта таблица представляет собой разновидность ДЛМ, названную *табличной логической моделью* – TL-моделью.

Аналогичные модели были разработаны для классов нелинейных систем с гладкими нелинейностями, а также систем с существенными нелинейностями как для «малых», так и для «больших» отказов [8].

При дальнейшем использовании ДФМ и ДЛМ для построения диагностического обеспечения САУ возникла принципиальная проблема применимости полученных уравнений. С математической точки зрения эту проблему можно было разрешить для линеаризованных ДФМ доказательством теорем о существовании и единственности решения, что можно было сделать по аналогии с результатами для линейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Для нелинейных систем с гладкими нелинейностями и с существенными нелинейностями доказательство существования и единственности было проблематичным. С диагностической точки зрения эта проблема оказалась более общей и сложной, чем математическая, и для её разрешения потребовалось проводить многолетнее трудоёмкое самостоятельное исследование. Вначале было сформулировано принципиально новое свойство – *диагностируемость* – это свойство диагностических функциональных моделей, характери-

зующее возможность однозначного установления факта наличия прямого признака любого отказа из заданного множества по доступным наблюдениям, т.е. косвенным признакам в течение конечного интервала времени. Затем в результате проведенных аналитических исследований был доказан ряд теорем и получены конструктивные критерии диагностируемости, например, для MD-моделей:

Критерий полной структурной диагностируемости. Для полной структурной диагностируемости в малом линейной динамической системы необходимо и достаточно, чтобы матрицы $L_i, i = \overline{1, \mu}$ были линейно независимыми во всех попарных сочетаниях

$$L_i = \begin{bmatrix} A_i & B_i & 0 \\ C_i & D_i & F_i \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Критерий полной сигнальной диагностируемости. Линейная диагностическая система, полностью структурно диагностируемая, будет полностью сигнально диагностируемой в малом тогда и только тогда, когда векторы $L_i^* v(k), i = \overline{1, \mu}$ линейно независимы во всех попарных сочетаниях.

Эти и аналогичные критерии для других моделей [9 – 11] позволили проводить конструктивную оценку качества построенных ДФМ и формировать условия их эффективного применения для построения диагностического обеспечения.

3. Сигнально-параметрический подход

Реализованная концепция диагностических моделей дала возможность сформировать новый, конструктивный сигнально-параметрический подход к разработке эффективного диагностического обеспечения с существенно большей глубиной оперативного и достоверного для компьютерного диагностирования систем управления аэрокосмическими объектами. Использование сигнально-параметрического подхода позволило аналитически решать такие основные задачи диагностирования, как *обнаружение отказов, поиск места их возникновения, установление класса отказа и определение его вида* [12].

Возникновение в САУ любого вида отказа $d_i \in D$ представляет собой неопределённое событие с точки зрения момента его появления, места возникновения, принадлежности к какому-то классу и конкретного вида проявления. Снятие неопределённости этого события связано с нахождением его характеристик, соответствующих задаче, на основе доступных измерению косвенных признаков системы. В качестве базовой структуры для последовательного снятия неопределённостей возникновения

отказа выбрано дихотомическое дерево поиска соответствующих основным задачам признаков отказов. В узлах деревьев располагаются предикаты Z_i , использование которых позволяет перейти от временных косвенных признаков отказов к двоичным признакам отказов, что даёт возможность ставить и решать оптимизационные задачи нахождения конкретных видов отказов.

Формирование предикатов всех уровней иерархии решения основных задач диагностирования проводится с использованием ФДМ. В узлах дихотомического дерева находятся предикаты следующего вида:

$$Z_i = S_2 \left\{ h(\Delta y_j) \geq \delta_i \right\}, \quad (7)$$

где S_2 – символ двузначного предиката; $h(\bullet)$ – алгебраическая функция косвенного признака Δy_j , полученная из уравнения соответствующей ФДМ, путём разрешения относительно прямого признака отказа $\Delta \lambda_i$, отфильтрованного относительно сигналов ошибок и помех $\eta(k)$ и $\mu(k)$; δ_i – пороговое значение выходного сигнала диагностической модели.

Дихотомические деревья представляют собой основу для формирования компьютерной продукционной базы знаний процесса диагностирования САУ.

4. Восстановление работоспособности

Причинами аварийных, нештатных ситуаций при автоматическом управлении аэрокосмическими объектами являются всякие нарушения в работе таких основных функциональных элементов, как датчики, исполнительные органы и объект управления. Возникновение отказов в датчиках приводит к искажению или потере измерительной информации, поэтому парирование отказов в этом случае заключается в восстановлении измерений с помощью имеющихся аппаратно-программных избыточных ресурсов. При нештатном режиме исполнительных органов восстанавливается работоспособность всей системы управления посредством целевого использования избыточных исполнительных органов, параметрической и сигнальной подстроек. Поломки в объекте управления могут компенсироваться алгоритмическими средствами, реализованными в соответствующих программах бортовых вычислительных машин и обеспечивающими восстановление работоспособности всей САУ.

Возникающие в САУ отказы можно представить двумя основными классами – *компенсируемые* и *некомпенсируемые*. Для парирования компенси-

руемых отказов разработаны методы и средства сигнальной и параметрической подстроек. Некомпенсируемые отказы парируются посредством реконфигурации алгоритмов управления и избыточной аппаратуры. Для таких критических режимов функционирования разработаны соответствующие методы и средства парирования. Для синтеза алгоритмов парирования не только компенсируемых, но и некомпенсируемых отказов использовался дискретный аналог второго метода А.М. Ляпунова [13], позволяющий осуществлять как структурный, так и параметрический синтез алгоритмов восстановления работоспособности САУ и обеспечивать классически необходимое условие работоспособности – устойчивость.

5. Рациональное управление

В классической парадигме автоматического управления заложено необходимое условие работоспособности САУ – *устойчивость* и достаточное условие – *качество управления*. В современной парадигме устойчивость и качество рассматриваются как необходимое условие работоспособности САУ, а достаточное – *живучесть*. Исходя из такого представления термин *отказоустойчивость* и его производные оказываются не вполне адекватными сути решаемых задач управления в нештатных ситуациях. Приведем классическое определение устойчивости: «Невозмущённое движение $x_0(t)$ называется устойчивым по Ляпунову, если для любого положительного числа ε , как бы мало оно ни было, можно указать положительное число δ , такое, что из неравенства $\| \Delta x(t_0) \| < \delta$ следует при $t \rightarrow \infty$ неравенство $\| \Delta x(t) \| < \varepsilon$ [14].

В этом определении ничего не говорится о причинах отклонения от невозмущенного движения. А это значит, что причинами отклонения от невозмущенного движения могут быть различные дестабилизирующие факторы и, в частности, отказы, которые приводят к появлению $\| \Delta x(t_0) \| > 0$. Принятие эффективных мер по парированию отказов приводит с течением времени к выполнению условия $\| \Delta x(t_0) \| < \varepsilon$, следовательно, к обеспечению классической устойчивости САУ. Поэтому для отражения способности САУ оценивать своё техническое состояние, т.е. способности самодиагностироваться, а также возможности парировать отказы – самовосстанавливать свою работоспособность нужен другой термин. Наиболее близким к сути и методам решаемых задач в нештатных ситуациях, а также к уровню понимания аварийных процессов и способов их локализации представляется термин *рациональное*

управление. Слово *рациональный* (от лат. *rationalis* – разумный) означает разумно обоснованный, целесообразный [15]. Имеющийся исторический аэрокосмический опыт свидетельствует о том, что при анализе нештатных ситуаций обязательно восстанавливают причинно-следственные связи развития аварийных событий, а при локализации их последствий формируются на базе полученной информации процедуры восстановления работоспособности САУ. И вся эта деятельность базируется на использовании опыта, разума и здравого смысла, а результаты должны быть разумно обоснованными. Ряд этапов разработки диагностического обеспечения и восстановления работоспособности САУ на текущий момент не формализован, и задачи этих этапов решаются, как правило, эвристически. Только отдельные этапы формализованы и могут быть разрешены с помощью оптимизационных подходов. В целом общая задача диагностирования и восстановления САУ на сегодня не может быть поставлена и решена как классическая оптимизационная задача.

Поэтому термин *рациональное управление* в наибольшей степени отражает содержание общей задачи диагностирования технического и функционального состояния САУ и восстановление ее работоспособности, а также особенностей её разрешения на формально-эвристической основе.

6. Результаты прикладных исследований

Значительный объём первых прикладных исследований по рациональному управлению был выполнен в НИИ проблем физического моделирования при разработке диагностического обеспечения САУ динамически подобных летающих моделей в условиях стендовых испытаний и предполетной подготовки. Была создана контрольно-испытательная станция, позволяющая проводить глубокое диагностирование САУ летающей модели СЛМТ-10ЛЛ самолёта Су-27 [16].

В числе первых был создан стенд исследования блока гироскопических датчиков, включающий в себя датчик угла и два датчика угловой скорости. Для этого блока было разработано и испытано алгоритмическое и программное обеспечение, обеспечивающее инвариантность к типовым видам отказов [17].

Другим направлением прикладных исследований были нештатные режимы исполнительных органов. Наибольших результатов удалось достичь для пневматических сервоприводов. Был создан исследовательский стенд, на котором проводилась разработка и отработка как диагностического обеспечения, так и обеспечения восстановления работоспособности [18].

Важным функциональным элементом САУ, потребовавшим исследовательского внимания, явился планер, поскольку повреждения планера часто являются причиной лётных происшествий. Проведённые исследования позволили разработать диагностическое обеспечение, дающее возможность в реальном масштабе времени оценивать размеры повреждений аэродинамических органов управления и поверхностей и осуществлять автоматический выход из аварийных режимов. Было исследовано 30 сценариев для машинной модели Су-27 [19]. Исследование по диагностированию системы с неопределённой динамикой проводилось на физической модели беспилотного летательного аппарата в виде инвертированного маятника с подвижным основанием. Был изготовлен лабораторный стенд, на котором осуществлён комплекс работ, связанных с диагностированием замкнутого контура управления и восстановлением его работоспособности [20].

Новым направлением в последние годы стали прикладные исследования по диагностированию и восстановлению баз данных автоматизированных систем организационного управления [21], а также исследования по рациональному управлению процессом овладения студентами профессиональных навыков для решения учебных задач [22]. Разработан ряд обучающих компьютерных программ с элементами рационального управления [23 – 25], которые используются в учебных дисциплинах кафедры систем управления летательными аппаратами.

7. Основные достижения научной школы

За последние 12 лет в рамках научной школы подготовлены 1 доктор и 11 кандидатов технических наук. Ежегодно представителями научной школы публикуется более 100 научных статей и тезисов конференций, около 40 патентов.

Значительные усилия нацелены на приобщение студенчества к научно-исследовательской работе. В учебный процесс постоянно внедряются новые концепции, научные методы и средства. Курсовое и дипломное проектирование, как правило, содержит элементы научного творчества. Студенты активно участвуют в научных конкурсах, олимпиадах, выставках научных достижений, научных конференциях, в подготовке научных статей и патентов.

Мощным средством повышения профессионального уровня преподавателей, научных сотрудников, инженеров и студентов остаются хозяйственные работы с базовыми предприятиями и организациями. Стоит упомянуть такие работы: «Разработка математических моделей среднемагистрального самолёта Ан-140», «Разработка алгоритмов регулирования расхода топлива для системы авто-

матического управления газотурбинного двигателя беспилотного летательного аппарата» и «Исследование функциональных возможностей системы «Полискан-10» и разработка предложений по их улучшению» с НТ СКБ «Полисвит» НПО «Коммунар»; «Разработка интеллектуальной системы управления перенастраиваемым производственным оборудованием» и «Автоматизированная система документооборота, сопровождающего сбыт готовой продукции» с НПП «Хартрон-Плант»; «Разработка математической модели инерциальной навигационной системы» с ДП «Автом-Киев»; «Разработка универсальной микроконтроллерной системы управления» с Харьковским патентно-компьютерным колледжем; «Разработка системы мониторинга климатических параметров современного инкубатора» с фирмами «Остров» и «Наша ряба»; «Модернизация климатической камеры BLUESTAR» с Волчанским агрегатным заводом, «Разработка web-сайта интерактивных тестов по математике для подготовки выпускников общеобразовательных учебных заведений к внешнему независимому оцениванию (ВНО)» и «Web-система мониторинга эффективности формирования контингента студентов вузов на основе результатов ВНО» с Харьковским региональным центром оценивания качества образования, «Разработка интерактивных web-тестов по математике для подготовки учащихся средних школ Великобритании» с Центром инноваций в обучении математике в Великобритании, «Исследование принципов построения БИНС и повышение их точности» и «Обеспечение работы аппаратуры систем управления в дальнем космосе посредством отказоустойчивого управления» с НПП «Хартрон-Аркас», выполненные за последние годы.

Наши ученые выступают с докладами на престижных международных научных конференциях в Германии, Австрии, Китае и других странах. Три года подряд в 2006, 2007 и 2008 г.г. научные достижения школы были представлены на Всемирной выставке информационных технологий и телекоммуникационных систем СЕВІТ, проходившей в Германии. Ведется подготовка аспирантов из Австрии, Вьетнама, Мексики. А в 2005 г. с успехом прошла научная стажировка 25 китайских специалистов корпорации «AVIC II» по современным принципам и методам проектирования систем автоматического управления самолетами.

Научно-исследовательская работа научной школы заслуженно отмечена высокими наградами, среди которых только за последние годы – Государственная премия Украины в области науки и техники, три Гранта Президента Украины, 3 стипендии Кабинета Министров Украины, диплом победителя конкурса „Вища школа Харківщини – кращі імена”, 2 именные

стипендии им. Г.Ф. Проскуры Харьковской областной государственной администрации, 3 диплома победителя конкурса „Найкращий молодий науковець Харківщини”, дипломы победителей Всеукраинских студенческих олимпиад, дипломы победителей Всеукраинских конкурсов студенческих научных работ.

Литература

1. Рубанов В.Г. Построение минимального диагностического теста для сложного технического объекта / В.Г. Рубанов, А.С. Кулик // Системы управления летательных аппаратов. – 1974. – Вып. 2. – С. 132-136.
2. Рубанов В.Г. Синтез оптимального алгоритма контроля работоспособности САУ по её функционально-логической модели / В.Г. Рубанов, А.С. Кулик // Автоматика. – 1975. – № 4. – С. 9-14.
3. Beard R. Failure Accommodation in Linear System Through Self – Reorganization / R. Beard // Ph.D.Thesis – Massachusetts Institute of Technology, 1971. – 376 p.
4. Соколов Ю.Н., Рубанов В.Г., Кулик А.С. О диагностике непрерывных автоматических систем с помощью фильтра обнаружения / Ю.Н. Соколов, В.Г. Рубанов, А.С. Кулик // Автоматика. – 1976. – № 4. – С. 3-8.
5. Кулик А.С. Алгоритм управления резервом при отказах приборного оборудования в системах / А.С. Кулик // Радиоэлектроника летательных аппаратов. – 1976. – Вып. 8. – С. 106-111.
6. Кулик А.С. Синтез систем, приспособляющихся к изменениям параметров элементов и их отказам / А.С. Кулик, В.Г. Рубанов, Ю.Н. Соколов // Автоматика и телемеханика. – 1978. – № 1. – С. 96-107.
7. Кулик А.С. Формально-логическая модель синтеза систем, приспособляющихся к неисправностям / А.С. Кулик, В.Г. Рубанов // Адаптивные системы автоматического управления. – 1978. – Вып. 6. – С. 97-101.
8. Кулик А.С. Построение диагностических моделей при разработке диагностического обеспечения динамических систем. Ч. 1. / А.С. Кулик, И.Б. Сироджа, А.Н. Шевченко – Х., 1989. – 56 с., Ч. II. – Х., 1990. – 61 с. (Препр. / АН УССР. Институт проблем машиностроения, № 302, 312).
9. Кулик А.С. Диагностируемость непрерывных систем / А.С. Кулик // Автоматика и телемеханика. – 1987. – № 6. – С. 148-155.
10. Кулик А.С. Диагностируемость линейных динамических систем / А.С. Кулик // Доклады АН УССР, серия А. – 1990. – № 11. – С. 68-71.
11. Кулик А.С. Оценка диагностируемости линейных систем / А.С. Кулик // Автоматика и телемеханика. – 1992. – № 1. – С. 185-187.
12. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления. / А.С. Кулик – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т, «ХАИ»; Бизнес-Информ, 2000. – 260 с.

13. Кулик А.С. Обеспечение отказоустойчивости систем управления. / А.С. Кулик – Х.: ХАИ, 1991. – 90 с.

14. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука, 1987. – 712 с.

15. Словарь иностранных слов. – 13-е изд., стереотипное. – М.: Русский язык, 1986 – 608 с.

16. Черановский О.Р. Автоматизация диагностирования систем управления летающих моделей при стендовых испытаниях. / О.Р. Черановский, А.С. Кулик, С.Н. Садовничий – Х: Харьк. авиац. ин-т, «ХАИ», 1990. – 84 с.

17. Разинькова Н.П. Обеспечение отказоустойчивости гироскопических измерителей угловых положений беспилотных самолётов: Дис. ... канд. техн. наук. / Н.П. Разинькова – Х.: ХАИ, 1998. – 164 с.

18. Фирсов С.Н. Обеспечение активной отказоустойчивости пневматического сервопривода беспилотного летательного аппарата: Дис. ... канд. техн. наук. / С.Н. Фирсов – Х.: ХАИ, 2004. – 223 с.

19. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы / А.С. Кулик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2000. – Вып. 15. – С. 18-31.

20. Кулик А.С. Обеспечение отказоустойчивости систем управления статически неустойчи-

выми динамическими объектами / А.С. Кулик, О.И. Гавриленко // *Успехи современной радиоэлектроники*. – 2004. – № 2. – С. 32-75.

21. Чухрай А.Г. Методы и средства повышения качества данных в автоматизированных системах организационного управления : Дис. ... канд. техн. наук. / А.Г. Чухрай - Х.: ХАИ, 2003. – 173 с.

22. Kulik A. Diagnostic models of intelligent tutor system for teaching skills to solve algebraic equations / A. Kulik, A. Chukhray, M. Chukhray [Электронный ресурс] // *International Journal of Emerging Technologies in Learning*. – 2007. – Vol. 2. – № 1. – Режим доступа: <http://www.i-jet.org>.

23. Информационно-аналитические модели управления техническими высшими учебными заведениями / А.Н. Гуржий, В.С. Кривцов, А.С. Кулик и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 387 с.

24. Перфильев Ю.С. Совершенствование содержания инженерно-технического образования в наукоемких областях. Монография. / Ю.С. Перфильев, А.С. Кулик, А.Г. Чухрай и др. – Томск: Изд-во НТЛ, 2008. – 548 с.

25. Навчаюча комп'ютерна програма «Знаходження рішень характеристичного рівняння методом Лобачевського-Греффе-Денделена»: А.с. / Чухрай А.Г., Кулік А.С., Шевченко М.О., Плоткін С.В. – №17273. – Зареєстр. 17.07.2006.

Поступила в редакцию 2.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой авиационных приборов и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРО НАУКОВУ ШКОЛУ РАЦІОНАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ ОБ'ЄКТАМИ В ПОЗАШТАТНИХ РЕЖИМАХ

А.С. Кулик

Розглянуто особливості становлення й розвитку в ХАІ наукової школи "Рационального управління об'єктами в позаштатних режимах", основним напрямком якої є дослідження по створенню автоматичних систем діагностування й відновлення працездатності аерокосмічних об'єктів. Наведено основні наукові результати. Дано визначення раціонального управління. Описані результати прикладних досліджень. Викладено перспективні наукові напрямки. Представлені основні досягнення наукової школи.

Ключові слова: діагностування, відновлення працездатності, системи автоматичного управління, аерокосмічні об'єкти, діагностичні моделі, критерії діагностування, сигнально-параметричний підхід, раціональне управління.

ABOUT SCIENTIFIC SCHOOL OF OBJECTS RATIONAL CONTROL IN ABNORMAL MODES

A.S. Kulik

Features of formation and development in KhAI of scientific school «Rational control of objects in abnormal modes» which basic direction are researches on creation of automatic systems of diagnosing and restoration of aerospace objects working capacity are considered. The basic scientific results are given. Definition of rational control is presented. Results of applied researches are described. Perspective scientific directions are stated. The basic achievements of scientific school are presented.

Keywords: diagnosing, restoration of working capacity, automatic control system, aerospace objects, diagnostic models, criteria of diagnosing, the signal-parametrical approach, rational control.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, зав. кафедрой систем управления летательных аппаратов, декан факультета систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 681.32

О.Є. ФЕДОРОВИЧ, О.В. МАЛЕЕВА

*Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Україна***НАУКОВА ШКОЛА «СИСТЕМНІ ТА ІНФОРМАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ
УПРАВЛІННЯ ВИРОБНИЦТВОМ»**

Описано основні наукові напрямки наукової школи, перелічено найбільш видатні досягнення та кількісні показники наукової діяльності за останні роки. Дана загальна характеристика наукових розробок, вказана їх наукова новизна. Розкрито суть основних напрямків досліджень: підходу, ґрунтованого на узагальненому поданні виробничої системи у вигляді логістичного ланцюга; структурного аналізу розподілених територіальних комплексів на основі методів теорії перерахування та комбінаторного аналізу; оцінювання стійкості комплексу робіт проекту розробки нової техніки; методів реінжинірингу та інтеграції інформаційних систем, інтегрованого моделювання для підтримки процесів компонентного проектування. Відмічено практичну значущість отриманих результатів.

Ключевые слова: логістичний аналіз виробництва, аерокосмічна техніка, компонентний підхід, управління розподіленими технологічними комплексами, наукоємні проекти та програми, об'єкти інтелектуальної власності, інтеграція комп'ютерних систем

В Національному аерокосмічному університеті існує наукова школа професора, д-ра техн. наук Е.В. Лисенка та його учня, професора, д-ра техн. наук О.Є. Федоровича «Системні та інформаційні технології управління виробництвом», що проводить наукові дослідження в напрямку створення системних та інформаційних технологій проектування і управління розвитком виробництва. В межах наукової школи за останні роки підготовлено шість докторів та 18 кандидатів наук, видано шість монографій та близько 450 наукових публікацій у вітчизняних і закордонних виданнях.

Проводяться спільні дослідження з науково-дослідними інститутами: Інститут проблем машинобудування НАНУ, Інститут проблем моделювання в енергетиці НАНУ, Інститут кібернетики НАНУ, Науково-дослідний інститут авіаційних технологій, Науково-дослідний технологічний інститут приладобудування, Науково-дослідний інститут радіотехнічних вимірювань, Центральний науково-дослідний інститут озброєнь і військової техніки.

Наукова школа співпрацює із закордонними університетами, науково-дослідними організаціями таким чином:

1) науково-технічне співробітництво в області освоєння й використання нових напрямків постстреляційних технологій (Cache) – участь у конференціях, семінарах, виставках з московською філією корпорації InterSystems Corporation (США);

2) науково-технічне співробітництво з Московським інженерно-фізичним інститутом (МІФІ) в області підготовки фахівців із перспективних напрямків ІТ-технологій – участь у наукових сесі-

ях МІФІ, студентських НДР, конференціях, виставках;

3) постійна участь у конференціях Information Systems Technology and its Application (ISTA, Австрія-Німеччина) – публікація праць, тез конференцій;

4) взаємодія з науковими центрами й університетами Росії, Польщі, Мексики.

В науковій школі ведеться підготовка фахівців вищої кваліфікації через навчання в аспірантурі та докторантурі.

До наукової праці залучаються студенти. За останні п'ять років вони опублікували 10 статей, 118 тез доповідей, взяли участь у 13 наукових конференціях та 25 олімпіадах і конкурсах,

Основні наукові напрямки наукової школи зосереджені в області створення науково обґрунтованих підходів, математичних методів і моделей управління виробництвом і включають у себе:

1) створення інформаційних технологій організаційного управління складними соціотехнічними системами;

2) розробка методологічних принципів, методів і математичних моделей логістичного аналізу й управління складними технологічними комплексами;

3) синтез системних та інформаційних технологій управління проектами та програмами зі створення складних аерокосмічних комплексів;

4) розробка методів і моделей управління якістю державних програм розвитку виробництва та проектів створення наукоємних зразків нової техніки;

5) створення та модернізація мереж зв'язку та передачі даних.

Найбільш видатні досягнення наукової школи за останні роки полягають у тому, що створені:

- методологія аналізу й синтезу інтегрованих систем управління виробництвом;
- науково-методичне забезпечення системного проектування складних автоматизованих систем;
- методи і моделі аналізу реалізації й управління якістю проектів і програм розвитку виробництва;
- комп'ютерна інформаційна система аналізу, стратегічного планування і управління виробництвом;
- система управління режимами нафтоперегінних станцій;
- автоматизована система електрохімічного захисту магістральних трубопроводів;
- комп'ютерна система підтримки прийняття рішень з управління проектами і програмами розвитку виробництва;
- комп'ютерна система прогнозування надзвичайних ситуацій і планування ліквідації їх наслідків.

Розвиток наукоємного виробництва в Україні пов'язаний із створенням нових концепцій і підходів, які враховують складність виробництва, високотехнологічний цикл і інтелектуальну складову аерокосмічних виробів.

Ефективне планування і управління розвитком виробництва, проектами модернізації і реінжинірингу вимагають створення методологічних основ, що дозволяють системно пов'язати методи і моделі сучасного логістичного підходу і компонентних технологій проектного аналізу і реінжинірингу. Методи і моделі повинні бути застосовні до всіх етапів життєвого циклу аерокосмічної техніки з урахуванням утилізації, враховувати інтелектуальну складову і вимоги до якості продукції. Тому основною метою досліджень наукової школи є розробка нової концепції, моделей і методів управління розвитком аерокосмічної техніки (АКТ), що забезпечать якість і конкурентоспроможність проектів її створення, а також високий рівень поствиробничого обслуговування і процесів утилізації.

В сучасних умовах зростає складність прийняття управлінських рішень в сферах розвитку виробництва з урахуванням обмежених ресурсів. Тому проводяться дослідження принципів побудови автоматизованих систем управління розвитком виробництва, створення складних виробів АКТ з урахуванням вимог якості та логістики виробництва. Зважаючи на складність і масштабність задач управління розвитком виробництва на підприємстві, що функціонує в нестабільних умовах, проводяться дослідження в області системного моделювання та стратегічного планування виробництва АКТ. У зв'язку з тим, що створення АКТ є багатоетапним процесом, починаючи з маркетингових досліджень і закінчую-

чи промисловими випробуваннями, вирішуються задачі з вибору й обґрунтування основних показників проектів її створення, модернізації та утилізації, встановлення чітких і досяжних цілей, зрівноважування суперечних вимог до якості, корекції характеристик під час виконання проекту.

Розроблені нові підходи до проектування, пов'язані із відокремленням та детермінуванням компонент, в яких закладено досвід минулих розробок, що в подальшому переноситься на створення нових виробів АКТ.

За останні роки фахівцями школи створено нові наукові розробки:

- метод обґрунтування і вибору структури автоматизованої системи управління територіально-розподіленими виробничими системами (ТРВС);
- знанняорієнтовану модель диспетчерського управління ТРВС;
- метод маршрутизації, оснований на імітаційному моделюванні транспортних перевезень в ТРВС;
- концепцію, принципи, системний сценарій використання ризик-орієнтованого підходу до управління ресурсами проектів створення АКТ;
- метод формалізації процесу формування технічних вимог до проекту створення АКТ;
- метод управління інтелектуальними ресурсами проектів створення АКТ;
- метод адаптивного оцінювання і прогнозування основних показників, що визначають розвиток виробництва, на основі поліноміально-авторегресійної моделі;
- метод компонентного проектування космічної техніки, заснований на виділенні й класифікації компонентів для створення багаторівневої архітектури складного виробу;
- метод обґрунтування вибору проекту інтеграції інформаційних систем підприємства, яке випускає нову техніку, заснований на класифікаційному підході.

Традиційні функціональні області логістики, інтегровані на базі загальної інформаційної платформи, утворюють стратегічну інноваційну систему. У зв'язку із цим виникають нові досить складні задачі побудови логістичної виробничої системи (ЛВС) як засобу підвищення конкурентоспроможності вітчизняних підприємств:

- розробка підходів і методів для логістичного аналізу підприємств і задач планування й управління;
- створення моделей і методів для обґрунтування побудови автоматизованої системи (АСУ) управління сучасним підприємством.

Запропоновано підхід, оснований на узагальненому поданні виробничої системи у вигляді логісти-

чного ланцюга, що складається із трьох основних ланок: постачальники (Post), виробники продукції (Pr), споживачі продукції (Potr) [5]. Між зазначеними ланками існують відносини порядку, наприклад $Post < Pr < Potr$, що забезпечує інтеграцію елементів логістичного ланцюга (ІЛЛ):

$$\left. \begin{matrix} Post_1 \\ Post_2 \\ \dots \\ Post_i \\ \dots \\ Post_M \end{matrix} \right\} \Rightarrow \left. \begin{matrix} Pr_1 \\ Pr_2 \\ \dots \\ Pr_j \\ \dots \\ Pr_L \end{matrix} \right\} \Rightarrow \left. \begin{matrix} Potr_1 \\ Potr_2 \\ \dots \\ Potr_k \\ \dots \\ Potr_K \end{matrix} \right\}.$$

Проведено аналіз виробництва "поставка-виробництво-збут" під управлінням Канбан-системи, що дозволяє визначити мінімальне число заявок, які гарантують її задану надійність постачання [6]. Показано, що час обробки елемента матеріального потоку в ІЛЛ із n однаковими ланками має щільність розподілу

$$f(t) = \frac{c(ct)^{n-1}}{(n-1)!} e^{-ct},$$

функція розподілу має вигляд:

$$F(t) = 1 - \sum_{i=1}^n \frac{(ct)^{(i-1)}}{(i-1)!} e^{-ct}, \quad c = \mu(1-\rho), \quad \rho = \frac{\lambda}{\mu}.$$

У випадку різних ланок ($T_i \neq T_j$, $i, j = \overline{1, n}$) отримано вираз

$$f(t) = (-1)^{(n-1)} \prod_{i=1}^n c_i \sum_{j=1}^n \left(e^{-c_j t} / \prod_{h=1, h \neq j}^n (c_j - c_h) \right).$$

На основі генетичного алгоритму виробляється вибір варіантів побудови структури АСУ. Розглянуто випадки одно- і двокритеріальної оптимізації. В обох випадках підхід визначення раціональної топології подається у вигляді процедури послідовного відбору й поліпшення початкового варіанта.

Для прийняття якісних та обґрунтованих рішень на диспетчерському рівні управління розподіленним технологічним комплексом (РТК) найчастіше необхідно враховувати значну кількість як зовнішніх, так і внутрішніх факторів, що прямо або посередньо впливають на об'єкт управління [1].

Одержано знанняорієнтовану модель диспетчерського управління складними технологічними об'єктами, яка оснований на поданні знань про предметну галузь у формі функціональних блоків для отримання та обробки необхідної інформації [3].

Використання бібліотеки розроблених типових функціональних блоків дозволяє формалізувати задачі прийняття рішень у термінах диспетчерського управління магістральним трубопровідним комплексом. Уся множина типових інтелектуальних блоків використовується при побудові функціональної

знанняорієнтованої моделі. Блоки застосовують для організації розгалуження моделі шляхом поділу всієї множини об'єктів на певні класи. Поведінка блока описується множиною продукційних правил класифікації $\{Pr\}$. Кількість елементів множини $\{Pr\}$ визначає кількість виходів функціонального блока. При цьому i -те продукційне правило класифікації відповідає i -му виходу блока.

Для формалізації подання знань використано гібридну продукційно-фреймову модель, у якій структурний аспект знань про РТК описується у вигляді фреймової ієрархії, а поведінковий аспект, що характеризує динаміку функціонування об'єктів і процесів РТК, поданий продукційними системами прямого та зворотного виведення, згрупованими навколо відповідних слотів фреймів і функціональних блоків. Розроблені продукційні моделі знань для вирішення основних задач управління процесами електрохімічного захисту газопроводів від корозії [7].

Однією з особливостей великих підприємств та об'єднань є територіально розподілений виробничий цикл. Це призводить до виникнення складних для планування задач транспортного обслуговування (ТО) розподілених технологічних комплексів (РТК). Планування ТО РТК необхідно здійснювати з урахуванням сучасних вимог транспортної логістики, що враховує бізнес-процеси, які пов'язані з доставкою вантажів та обслуговуванням РТК.

Проведено структурний аналіз РТК на основі використання методів теорії перерахування та комбінаторного аналізу. Досліджуються структури РТК у вигляді топологічного уявлення транспортних маршрутів (ТМ) РТК. Наприклад, для змішаної радіально-кільцевої топології транспортних зв'язків комбінаторно-групові властивості графа G структури РТК описуються у вигляді групи підстановок вершин графа:

$$\Gamma(G) = D_p \cdot [S_1 + S_p],$$

де D_p – дієдральна група ступеня p ; p' – кількість окремих систем РТК; p'' – кількість підсистем, що входять до складу систем РТК.

Побудовано методи автоматизованого формування варіантів структур ТО РТК з урахуванням підрахування варіантів. Для підрахунку варіантів структур ТМ РТК граф G структури у вигляді матриці суміжності подається за допомогою лексикографічного впорядкованого списку.

Розроблено метод планування перевезень, оснований на імітаційному моделюванні, в якому враховуються основні критерії транспортного обслуговування РТК – час доставки вантажів і вартість перевезень. Запропоновано поетапний підхід для вирішення задачі планування ТО РТК. Для маршрутизації розроблено оригінальний метод, оснований на

імітаційному моделюванні й розповсюдженні «числових хвиль» у транспортній мережі РТК. Створено знанняорієнтовану модель РТК, основу на ієрархічній структурі фреймів, у якій відображені всі характеристики транспортних засобів і транспортної системи РТК.

У зв'язку з переходом України до системи ринкових відносин розвиток країни з основних питань життєдіяльності відбувається відповідно до системи державних цільових програм і проектів й програм розвитку техніки (ППРТ) галузевого та державного рівня. Створено методологічні основи ризикорієнтованого підходу до управління ресурсами проектів і програм розвитку техніки.

Однією з основних проблем при формуванні й управлінні реалізацією ППРТ є низький рівень обґрунтованості необхідних фінансових та інших видів ресурсів, а також термінів реалізації проектів. Одержано системний сценарій використання ризикорієнтованого підходу до управління ресурсами проектів і програм, який оснований на системній структуризації мережі процесів створення нової техніки.

Оцінка реалізованості проектів припускає оцінку мінімального обсягу ресурсів, що забезпечують з позицій необхідної якості, виділених обсягів фінансування, досвіду виконавців та інших факторів, які визначаються рівнем планування проекту або програми [2]. Оцінка стійкості комплексу робіт проекту визначається виразом

$$U_j^{KP} = f \left(\frac{\sum_i^N R_i^{\min,j} + \sum_q^Q R_q^{\text{стр-наєв},j}}{\sum_i^N R_i^{\min,j} + \sum_q^Q R_q^{\text{стр-маєв},j}} \right),$$

де $R_i^{\min,j}$ – мінімально достатній обсяг j -го ресурсу для множини робіт $i = \overline{1, N}$, N – кількість робіт, що входять у розглянутий комплекс; $R_q^{\text{стр-наєв},j}$ – наявний обсяг страхових запасів j -го ресурсу для множини робіт $q = \overline{1, Q}$, Q – кількість робіт, що виконуються для відбивання наслідків факторів ризику, де використовується j -й ресурс; $R_q^{\text{стр-маєв},j}$ – максимальний обсяг страхових запасів j -го ресурсу для множини робіт, розрахований з урахуванням ризиків.

Оцінка науково-технічного ефекту проектів і програм ґрунтується на зіставленні витрат на досягнення поставлених цілей і ефекту від їхньої реалізації [4]. Наприклад, науково-технічний ефект Загальнодержавної (Національної) космічної програми України може бути розрахований як

$$C_{pr} < U_s + D,$$

де C_{pr} – вартість програми; U_s – витрати на створення умов й інструментальної бази для проведення експерименту на Землі; D – витрати на безпосереднє здійснення експерименту в наземних умовах.

Одним з актуальних завдань вдосконалювання концепції проектування аерокосмічної техніки є розробка та інтеграція інформаційних систем (ИС), які використовуються у процесах управління створення нової техніки сучасним підприємством, що розвивається (РП). Розроблено метод, спрямований на реінжиніринг та інтеграцію інформаційних систем.

Для обґрунтування вибору проекту інтеграції спочатку складається таблиця основних підсистем комплексної інформаційної системи (KIC) підприємства, яку можна представити у вигляді матриці відносин A існуючих підсистем KIC між собою. У якості ІС звичайно розглядаються системи Computer Aided Design (CAD), Computer Aided Manufacturing (CAM), Computer Aided Engineering (CAE), Computer Aided Part Programming (CAPP), PDM, Business Intelligence (BI), Enterprise Resource and Relationship Planning (ERP II), Manufacturing Execution System (MES), Supervisor Control And Data Acquisition (SCADA) та ін.: $A = [a_{ik}]$, де $i = \overline{1, n}$; $k = \overline{1, m}$. У загальному випадку будь-яка підсистема з будь-якою іншою підсистемою може мати несиметричні двосторонні відносини. Наприклад, з PDM системи в ERP необхідні дані по складі виробів для визначення їхньої собівартості, а з ERP в PDM потрібні дані по персоналі для закріплення виконавців по проектах і конкретних виробках. У випадку $m = n$ матриця виходить квадратної порядку n , де n – кількість ІС, які необхідно інтегрувати. Відзначимо, що $[a_{ik}] = 0$ при $i = k$. Елементи матриці A є складними і являють собою множину параметрів для оцінки методів інтеграції:

$$a_{ik} = \{ \text{Orient}_{ik}^{\text{int}}, \text{Type}_{ik}^{\text{int}}, C_{ik}^{\text{int}},$$

$$\text{TCOasis}_{ik}^{\text{int}}, \text{TCOto}_{ik}^{\text{int}}, T_{ik}^{\text{int}}, E_{ik}^{\text{int}} \},$$

де

$$\text{Orient}_{ik}^{\text{int}} = \begin{cases} \rightarrow, & \text{однобічна інтеграція } i\text{-ї системи з } k\text{-ю,} \\ \leftarrow, & \text{однобічна інтеграція } k\text{-ї системи з } i\text{-ю,} \\ \leftrightarrow, & \text{двобічна інтеграція } i\text{-ї та } k\text{-ї системи;} \end{cases}$$

$\text{Type}_{ik}^{\text{int}}$ – пропонується метод інтеграції; C_{ik}^{int} – пропонується вартість проекту інтеграції; $\text{TCOasis}_{ik}^{\text{int}}$ – вартість ІС до проекту інтеграції i -ї та k -ї систем:

$$\text{TCOasis}_{ik}^{\text{int}} = \text{TCOasis}_i^{\text{int}} + \text{TCOasis}_k^{\text{int}};$$

$\text{TCOto}_{ik}^{\text{int}}$ – пропонується сукупна вартість ІС після проекту інтеграції; T_{ik}^{int} – пропонується час проекту інтеграції; E_{ik}^{int} – пропонується ефективність проекту.

Останнім часом фахівці в області проектного аналізу й управління проектами велику увагу стали приділяти компонентному підходу, заснованому на виділенні відносно ізольованих елементів у створюваній системі, частина з яких може бути отримана з досвіду минулих розробок. Наявність таких компонентів дозволяє сформувати архітектуру космічного виробу (КВ), максимально адаптовану до минулого досвіду, що приводить до мінімізації ризиків, пов'язаних із проектуванням нових компонентів, підвищує реалізованість проекту та мінімізує витрати, пов'язані з виконанням проектів зі створення космічної техніки нового покоління.

Для управління процесом проектування розроблено інтегровану модель, що підтримує процес компонентного проектування. Основна увага розроблювачів концентрується на створенні багаторівневої компонентної архітектури КВ. Для забезпечення настроювання на нові проекти формується механізм адаптації. Інтегровану модель можна представити у вигляді трьох складових, пов'язаних між собою: архітектура нового КВ, організаційна структура управління проектом; компонентна технологія проектування [8].

Для підготовки до виконання нових проектів формується команда проектувальників компонент, яка є обов'язковим елементом організаційної структури управління проектом. Запропоновано системну модель проектування КВ:

$$M = \{ST, W, N, WN, A, KT, IP, IT, OP\},$$

де ST – вимоги замовника; W – множина компонентів повторного використання, виділених з минулих розробок; N – множина «нових» інноваційних компонентів; WN – множина складних компонентів; A – базова архітектура, що адаптується, надалі, у рамках конкретного замовлення; KT – компонентна технологія проектування; IP – інтегрований процес створення нового виробу; IT – прогресивна інформаційна технологія для автоматизації компонентного проектування; OP – організаційна структура управління проектом.

Основні етапи життєвого циклу авіаційної техніки пов'язані зі створенням і використанням об'єктів інтелектуальної власності (ОІВ). На основі процесу структурування ОІВ сформовано перелік ОІВ, проведено їхню класифікацію, визначено економічну ефективність й ефект від впровадження ОІВ на підприємстві, надано рекомендації з їх подальшого комерційного застосування в проекті й зниження патентно-правових ризиків проекту. Як вхідні дані процесу використані результати патентних досліджень. Основним результатом проекту є продукт проекту - наукоємна нова техніка, а додатковим результатом - об'єкти інтелектуальної власності.

Спочатку виділені ОІВ підприємства з найбільшою часткою впливу на ефективність проекту,

визначені критерії та вимоги, що висуваються, для кожного виду ОІВ. Припускається, що існує множина інноваційних елементів проекту створення нової техніки $Q = \{q_i\}_{i=1}^n$. Для кожного з елементів q_i слід визначити, чи є він ОІВ. Деякі елементи множини Q можуть бути віднесені до підмножини Q_1 і є ОІВ: $\exists q_i \in Q : q_i \notin Q_1$, або $\exists (q_i) : (Q_1 \cap OIB) = \emptyset$, де $Q_1 \subset Q$ або $Q_1 \equiv OIB$. Подамо множину Q у вигляді графа G. Тоді дуги графа утворюють множину критеріїв U, за якими визначають належність технічного рішення до множини Q_1 : $U = \{u_i\}_{i=1}^{n-1}$. Якщо технічне рішення задовольняє критерій u_i , то

$$u_i = 1 \rightarrow q_i \in OIB \\ u_i = 0 \rightarrow q_i \notin OIB$$

Належність технічного рішення до ОІВ визначають як $q_i \in OIB \equiv \sum_{i=1}^n u_i = n - 1$.

Практична цінність розробок школи полягає в:

- використанні результатів у формі науково-методичного забезпечення управління розвитком виробництва для аерокосмічній, машинобудівельній, паливно-енергетичній, атомній та інших галузях, у яких характерною рисою є наявність наукоємного виробництва: КБ «Південне»; машинобудівне об'єднання «Південмаш», м. Дніпропетровськ; «ХАРТРОН», м. Харків; Державне підприємство «Харківський приладобудівний завод ім. Т.Г. Шевченка»; Харківське державне авіаційне виробниче підприємство; Державне підприємство «Науководослідний технологічний інститут приладобудування», м. Харків; Національна атомна енергогенеруюча компанія України та інші;
- впровадженні результатів наукових досліджень в державних та галузевих та програмах розвитку аерокосмічного та промислового комплексу України;
- реалізації моделей та методик у вигляді 3 програмних системи, що будуть подані та зареєстровані у Фонді Алгоритмів та Програм України.

Література

1. Информационные технологии организационного управления сложными социотехническими системами / О.Е. Федорович, Н.В. Нечипорук, Е.А. Дружинин, А.В. Прохоров. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 295 с.
2. Федорович О.Е. Системный анализ качества сложных проектов и программ развития производства / О.Е. Федорович, О.В. Малеева, П.О. Науменко. – Х.: ХГАПП, 2004. – 196 с.
3. Федорович О.Е. Методы и модели принятия решений при управлении сложными производственными комплексами / О.Е. Федорович, Н.В. Нечипорук.

рук, А.В. Прохоров. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 235 с.

4. Федорович О.Е. Вероятностно-статистические методы в информационных управляющих системах / О.Е. Федорович, О.В. Малеева, Н.В. Нечипорук. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 202 с.

5. Попов В.О. Імовірнісні моделі промислової логістики: – навч. посібник (з грифом МОН України) / В.О.Попов. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2006. – 190 с.

6. Федорович О.Е. Проектирование логистических информационных систем для промышленных

предприятий: учеб. пособие / О.Е. Федорович, А.В. Попов, Д.А. Горлов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 88 с.

7. Федорович О.Е. Системи обробки інформації і управління розподіленими виробництвами: навч. посібник (з грифом МОН України) / О.Є. Федорович, О.В. Прохоров, К.В. Головань. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2006. – 236 с.

8. Федорович О.Е. Компонентное проектирование информационных управляющих систем: учебное пособие (с грифом МОН Украины) / О.Е. Федорович, К.О. Западня, Ю.И. Сергеева. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2009. – 69 с.

Надійшла до редакції 12.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри інформатики О.Ю. Соколов, Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

НАУЧНАЯ ШКОЛА «СИСТЕМНЫЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВОМ»

О.Е. Федорович, О.В. Малеева

Описаны основные научные направления научной школы, перечислены наиболее выдающиеся достижения и количественные показатели научной деятельности за последние годы. Дана общая характеристика научных разработок, отмечена их научная новизна. Раскрыта суть основных направлений исследований: подхода, основанного на обобщенном представлении производственной системы в виде логистической цепи; структурного анализа распределенных территориальных комплексов на основе методов теории перечисления и комбинаторного анализа; оценивания стойкости комплекса работ проекта разработки новой техники; методов реинжиниринга и интеграции информационных систем, интегрированного моделирования для поддержки процессов компонентного проектирования. Отмечена практическая значимость полученных результатов.

Ключевые слова: логистический анализ производства, аэрокосмическая техника, компонентный подход, управление распределенными технологическими комплексами, наукоемкие проекты и программы, объекты интеллектуальной собственности, интеграция компьютерных систем.

SCIENTIFIC SCHOOL «SYSTEM AND INFORMATION TECHNOLOGIES OF PRODUCTION MANagements»

O.E. Fedorovich, O.V. Malyeyeva

The basic scientific directions of scientific school are described, the most distinguished achievements and quantitative scientific performance indicators in the last few years are transferred. General description of scientific developments is given, their scientific novelty is marked. Essence of basic directions of researches is exposed: approach, based on generalized presentation of the production system as a logistic chain; structural analysis of the up-diffused territorial complexes on the basis of methods of enumeration theory and combinatorics analysis; evaluations of firmness of project works of new technique development; methods of re-engineering and integrations of the information systems, computer-integrated design for support of processes of the component planning. Practical meaningfulness of the got results is marked.

Key words: logistic analysis of production, aerospace technique, component approach, management of the up-diffused technological complexes, scientific-including projects and programs, objects of intellectual property, integration of the computer systems.

Федорович Олег Євгенович – д-р техн. наук, професор, зав. кафедри інформаційних управляючих систем, Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Малеева Ольга Володимирівна – д-р техн. наук, професор, професор кафедри інформаційних управляючих систем, Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.; e-mail: omaleyeva@mail.ru.

УДК 001.891

Н.Д. КОШЕВОЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***НАУЧНАЯ ШКОЛА АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ И ИЗМЕРЕНИЙ**

Описаны научные результаты, полученные научной школой авиационных приборов и измерений. При этом особое внимание уделено следующим научным направлениям: автоматизация экспериментальных исследований сложных объектов; разработка и исследования измерительных преобразователей влажности сыпучих, пастообразных и жидких материалов; разработка и исследование систем измерения количества топлива; автоматизированные системы контроля сложных объектов; структурно-алгоритмические методы повышения точности средств измерительной техники. Перечислены основные разработки, которые доведены до практической реализации в организациях и на предприятиях. Намечены перспективы дальнейших исследований научной школы.

Ключевые слова: авиационные приборы, измерения, научные исследования.

Введение

Рассматривая достижения научной школы, следует отметить такие научные направления, как исследование возможностей применения ультразвуковых колебаний для технологического контроля внутреннего состояния слоистых изделий авиационной техники (руководитель – доцент, канд. техн. наук. И.Г. Корицкий, защищено две кандидатских диссертации), исследование излучателей и измерителей высокотемпературных потоков (руководитель – доцент, канд. техн. наук В.К. Карташов, защищена одна кандидатская диссертация), исследование новых схем планетарных механизмов и работы механизмов специального назначения в условиях космоса (руководитель – доцент, канд. техн. наук В.А. Ткаченко, защищено три кандидатские диссертации), исследование надежности и живучести цифровых систем управления (руководитель – проф., д-р техн. наук В.Н. Колесников, защищена одна докторская диссертация), разработка методологии создания формальных алгоритмических систем (руководители – проф., д-р техн. наук В.Я. Жихарев, проф., д-р техн. наук И.В. Чумаченко, защищено две докторские диссертации), автоматизация процессов нанесения гальванических покрытий (руководитель – проф., д-р техн. наук Н.Д. Кошевой, защищены докторская и кандидатская диссертации).

Результаты этих исследований защищены многочисленными патентами, внедрены на ряде промышленных предприятий, опубликованы в монографиях и статьях, апробированы на многих международных конференциях и симпозиумах.

Основные направления научных исследований

Научно-исследовательские работы, выполняемые сотрудниками школы авиационных приборов и измерений, соответствуют профилю подготовки выпускаемых специалистов. Руководят научными исследованиями наиболее авторитетные ученые той или иной области знаний, имеющие достаточный опыт работы и поиска в исследуемых областях. Среди них доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники Н.Д. Кошевой, кандидаты технических наук, доценты В.А. Заболотный, А.М. Науменко, В.А. Дергачев, Г.А. Черепашук, В.А. Кныш.

Несмотря на снижение уровня финансирования, ученые школы продолжают серьезные научные поиски по следующим направлениям:

- автоматизация экспериментальных исследований сложных объектов (руководитель – Н.Д. Кошевой);
- разработка и исследование измерительных преобразователей влажности сыпучих, пастообразных и жидких материалов (руководитель – В.А. Заболотный);
- разработка и исследование систем измерения количества топлива (руководители – Н.Д. Кошевой, В.А. Кныш);
- автоматизированные системы контроля сложных объектов (руководители – В.А. Дергачев, Н.Д. Кошевой);
- метрологическое обеспечение динамических измерений механических величин (руководитель – А.М. Науменко);

– рабочие эталоны и переходные меры электрического сопротивления (руководитель – А.М. Науменко);

– структурно-алгоритмические методы повышения точности измерений (руководитель – Г.А. Черепашук).

Основные итоги проведения научно-исследовательских работ по направлению «автоматизации экспериментальных исследований сложных объектов»:

– предложены методы идентификации статических и динамических объектов, на основе оптимального планирования эксперимента;

– разработан новый комбинаторно-групповой подход к решению задач построения оптимальных по стоимостным и временным затратам планов эксперимента [1];

– создано алгоритмическое и программное обеспечение для автоматизированного построения планов многофакторного эксперимента, которое позволяет сократить время эксперимента и снизить его стоимость, а также для построения математических моделей [2]. Один из пакетов прикладных программ по автоматизации планирования эксперимента зарегистрирован в Фонде алгоритмов и программ Украины за № П6434 от 12.05.98 г., остальные в Государственном департаменте интеллектуальной собственности МОН Украины (№№ 6015, 9115, 16002, 18150, 29920, 29921, 31824);

– получено 10 авторских свидетельств и 32 патента Украины, в том числе 15 изобретений по датчикам давления, опубликованы ряд статей, тезисов докладов, монография [3], справочник [4], учебное пособие с грифом МОНУ [5], результаты исследований апробировались на международных конференциях и симпозиумах;

– ведутся перспективные исследования, направленные на автоматизацию каротажных измерений для бурильных и геофизических работ (получено 3 патента Украины);

– разработаны измерительные преобразователи угла поворота в цифровой код, которые защищены 6 патентами Украины.

По результатам научно-исследовательских работ данного направления защищена одна докторская и три кандидатские диссертации.

Сотрудниками научной школы продолжается работа над усовершенствованием изготовленного ранее опытного образца системы автоматического регулирования подачи воды в жидкое топливо. Предложен ряд новых конструктивных решений, которые позволили сохранить точность дозирования предыдущего варианта [6] и простоту аппаратной реализации для случая использования большого количества электроклапанов исполнительного меха-

низма (восемь и более) [7]. Система автоматического регулирования подачи воды в жидкое топливо имеет следующие преимущества по сравнению с аналогами: малые габариты, высокую точность дозирования, гибкость конструкции и низкую стоимость.

Продолжается работа по усовершенствованию первичных и вторичных измерительных преобразователей влажности жидких, сыпучих, пастообразных и твердых материалов, направленная на повышение точности и чувствительности измерений. Выполнено моделирование статических характеристик преобразования предложенных первичных и вторичных преобразователей, позволяющих учитывать влияние различных дополнительных погрешностей. Также получены математические модели, позволяющие осуществить оптимизацию этих преобразователей по точности и чувствительности [8].

Осуществлен анализ перспективных способов измерения влажности, в результате чего был предложен ряд усовершенствованных способов, позволяющих значительно уменьшить погрешность от изменения типа материала, гранулометрического состава и температуры [9, 10].

По данному направлению в течение девяти лет опубликованы 58 печатных научных трудов, среди них 17 патентов Украины на изобретения, защищена кандидатская диссертация.

На предприятиях различных отраслей промышленности важным процессом является контроль толщины диэлектрических покрытий на металлических поверхностях. Этот процесс обеспечивает высокие показатели эргономики, длительный срок службы и безопасность работы с изделиями.

При исследовании технологических процессов нанесения диэлектрических покрытий на металлические изделия получены математические модели, которые описывают физические процессы в магнитной системе вихретоковых преобразователей, что позволило создать рекомендации относительно выбора оптимальных конструктивных параметров датчиков. Разработанный вихретоковый метод неразрушающего контроля параметров диэлектрических покрытий на металлических поверхностях и конструктивные решения, которые его реализуют, нашли применение при создании аппаратных средств систем управления технологическими процессами нанесения покрытий и построении приборов для измерения толщины диэлектрических покрытий.

Использование первичных преобразователей с предложенной конструкцией и параметрами магнитной системы, которые получены по разработанным математическим моделям, дало возможность создавать измерительные приборы и элементы систем

управления технологическими процессами, которые позволяют контролировать и измерять параметры защитных покрытий на металлических изделиях с погрешностью менее чем 0,3 процента, что дает выигрыш относительно существующих разработок в четыре раза.

Эффективность научных исследований подтверждается созданием опытных образцов и экспериментальных систем, построенных на основе расчетных данных, полученных согласно предложенным методикам и теоретическим принципам, и внедрением в практику предприятий и организаций.

Основные материалы разработок апробированы на 17 Международных научно-технических конференциях и опубликованы в 46 научных трудах, 14 патентах Украины, 2 свидетельствах о регистрации авторского права на произведение, 18 тезисах докладов научно-технических конференций. Защищена кандидатская диссертация.

Целью научного исследования «разработка и исследование систем измерения количества топлива на транспортных и промышленных объектах» является изучение условий эксплуатации и критических режимов работы объекта, которые позволят определить тип первичного преобразователя, его функциональность и алгоритмы обработки информации. Разработанные системы измерения количества топлива базируются на инвариантных преобразователях и алгоритмах коррекции и компенсации внешних воздействий, которые позволили определять уровень двухфазных жидкостей с содержанием подтоварной воды. Проведенные исследования измерения количества топлива на транспортных средствах в режиме движения позволили определить характер поведения жидкости в баках и обосновать основные параметры модели жидкости с целью уменьшения погрешности ее колебаний [11]. Разработаны конструкции инвариантных преобразователей, вторичные преобразователи и алгоритмы обработки информации, позволяющие повысить точность измерений в условиях внешних воздействий.

Основные положения были доложены на 10 международных конференциях и опубликованы в 18 статьях и тезисах докладов, получено 4 патента Украины на изобретения, защищена кандидатская диссертация.

Сокращение длительности простоев авиационной техники может быть достигнуто путем уменьшения времени определения работоспособности объектов авиационного оборудования и поиска места отказа в них. Эта проблема может быть решена путем разработки и внедрения в эксплуатацию прогрессивных методов и средств контроля технического состояния.

Для решения данной проблемы предлагается новый подход к построению контрольных и диагностических тестов, в основе которого лежит сведение задачи построения контрольных и диагностических тестов к классу комбинаторных задач. Разработаны эффективные методы построения оптимальных процедур диагностирования. Для автоматизации этого процесса предлагается использовать разработанные программно-аппаратурные средства, применение которых позволит сократить сроки проектирования, повысить достоверность получаемых результатов за счет исключения субъективных факторов, и в конечном итоге, за счет выбора оптимальных диагностических процедур – повысить эффективность эксплуатации авиационного транспорта. Предложенные системы контроля защищены 10 патентами Украины.

Разработаны высокоточные, надежные, малогабаритные, обладающие простотой конструкции и низкой стоимостью бесконтактные измерители постоянных токов. Они могут найти широкое применение в системах контроля и управления. На многоканальные бесконтактные измерители постоянных токов получены три патента Украины, защищена кандидатская диссертация.

Сотрудниками научной школы разработана и исследована компьютерная система контроля и диагностики герметичности цилиндро-поршневой группы и клапанов двигателя автомобиля. Основные положения этих исследований были доложены на 3 международных конференциях и опубликованы в 7 статьях и тезисах докладов, защищена кандидатская диссертация. Ведутся разработки по созданию современных систем контроля и управления расходом топлива в ДВС, которые защищены 4 патентами Украины.

Сотрудниками научной школы авиационных приборов и измерений в сотрудничестве с Центром по сертификации авиационной техники "Авиатест" и ООО "Инженерное бюро авиационного института" проводятся научно-исследовательские работы, направленные на повышение точности тензорезисторных средств измерительной техники (СИТ), предназначенных для измерения таких механических величин, как масса, сила, давление, деформация и крутящий момент, СИТ, используемых при геофизических исследованиях скважин, а также совершенствование их метрологического обеспечения.

Одним из основных направлений научных исследований в этой области является разработка структурно-алгоритмических методов повышения точности-тензорезисторных СИТ. В частности, разработаны:

– метод диагностирования отслоения тензорезистора, который позволяет осуществлять кон-

троль чувствительности мостовых измерительных схем в штатном режиме функционирования СИТ отдельно от остальных функциональных узлов;

- способ компенсации температурной погрешности тензорезисторных СИТ, дающий возможность повысить их точность при работе в нестационарных тепловых полях;

- метод компенсации влияния на крановые весы низкочастотных динамических помех, позволяющий повысить точность и быстродействие весов при работе в условиях раскачивания груза.

Другим важным направлением является создание СИТ и их метрологического обеспечения для натурных испытаний конструкций транспортных средств. В частности, обеспечение требуемой точности средств измерения силы при таких испытаниях требует периодического контроля метрологических характеристик динамометров. Современные средства их калибровки отличаются большими массогабаритными параметрами и стоимостью, а процесс калибровки требует демонтажа динамометров с объекта испытаний. Если же динамометры работают при усталостных испытаниях конструкций, которые проводятся в непрерывном режиме длительное время, то их демонтаж вообще невозможен. Анализ принципов воспроизведения силы показал, что создать калибратор для динамометров, удовлетворяющий требованиям по точности и габаритным параметрам, позволяет тепловой метод. На его основе разработан калибратор силы, на устройство которого получен патент. Такой калибратор становится конструктивной частью динамометра и дает возможность воспроизводить несколько калибровочных точек с высокой точностью при контроле метрологических характеристик динамометра в процессе его эксплуатации.

Существенным вопросом повышения точности измерений при натурных испытаниях является расширение полосы пропускания измерительных каналов испытательной системы. При динамических испытаниях транспортных средств регистрируются переменные процессы, что связано с появлением существенной динамической погрешности. Для ее компенсации разработан метод коррекции результатов измерений, реализуемый измерительной системой программным путем. Метод использует принцип регуляризации для решения обратных операторных уравнений и заключается в поиске входного сигнала по известному выходному и передаточной характеристике измерительного канала с применением дискретного вейвлет-преобразования функций. Алгоритм коррекции результатов измерений использован в системах для динамических испытаний транспортных средств типа ВНП-9, выпускае-

мых ООО "Инженерное бюро авиационного института".

Следующим направлением НИР являются исследования по совершенствованию комплексного метода повышения точности СИТ, позволяющего строить высокоточные структурно-избыточные устройства и системы из относительно неточных подсистем. На основе указанного метода комплексирования разработан измеритель влажности древесины повышенной точности, реализующий два метода измерения влажности – кондуктометрический и диэлькометрический.

Постоянно ведутся работы по созданию структур и алгоритмов интеллектуальных СИТ, построенных на базе современных микроконтроллеров, микроконвертеров и цифровых сигнальных процессоров. В частности, разработано семейство каротажных тензометрических систем, используемых при геофизических исследованиях скважин для измерения силы натяжения каротажного кабеля, глубины погружения каротажных приборов и других параметров. Особое внимание уделяется вопросу создания распределенных измерительных систем с беспроводными каналами связи. Для построения весоизмерительных систем, автомобильных, крановых и других весов с радиоинтерфейсом исследуется возможность использования технологии ZigBee, позволяющей строить беспроводные персональные сети WPAN, основанные на едином глобальном стандарте.

Результаты исследований по этим направлениям доведены до практических реализаций. Разработаны и внедрены в серийное производство на предприятиях "Авиатест", МПП "Инженерное бюро ХАИ" и ООО "Инженерное бюро авиационного института" влагомеры древесины «Кедр-1», «Кедр-2», влагомеры нефтепродуктов «Нефть-2», крановые весы ВК, ВКМ, ВКР, авиационные весы типа ВАТ, бункерные весоизмерительные системы ВИПС, ВИКС, платформенные, автомобильные и авиационные весы, каротажные тензометрические системы КТПС-10, КТС-10, КТИС-10, многоканальные тензометрические измерительные системы для статических и динамических испытаний конструкций ВНП-7, ВНП-7М, ВНП-8, ВНП-9, ВНП-10, комплекс силоизмерительный "МЕСДОЗА", измеритель силы натяжения буксировочного троса дельтаплана.

Опубликовано 80 статей и тезисов докладов, получено сем патентов, защищены две кандидатские диссертации. Результаты исследований апробировались на международных научно-технических конференциях, в том числе в Болгарии (г.Созополь), международных и национальных выставках. Созданные приборы и системы эксплуатируются на десятках предприятий Украины ближнего и дальнего зарубежья, в том числе на заводе «Криворожсталь»,

АНТК им. О.К. Антонова, Енакиевском металлургическом заводе, ОАО «Днепровагонмаш», Крюковском вагоностроительном заводе и т.д.

Особенностью НИР по указанным направлениям является их практическая значимость, так как даже промежуточные результаты исследований используются в технических разработках изготовителей измерительной техники. Так, например, ГНПО «Коммунар» (г. Харьков) выпускает опытные экземпляры автоматизированных тензометрических ИИС типа «АТИС» и «АТИС - М», базой которых являются разработки подобных систем, выполненные сотрудниками научной школы в 2000 - 2002 гг. Системы применяют при сертификационных испытаниях самолетов в АТНХ «Антонов».

Результаты исследований представляют интерес и для иностранных пользователей измерительной техники. Так, доцент Науменко А.М. консультировал и проводил семинары в Пекинском авиационном институте в 2006 г. по вопросам автоматизации прочностных исследований авиационных конструкций (договор от 15 ноября 2006 г.). Сотрудничество в области автоматизации натурных испытаний проводится также с отечественными ведущими предприятиями – ГП«Антонов», Запорожским моторостроительным объединением «МоторСич», ОАО "Крюковский вагоностроительный завод".

Выводы и перспективы

Разработанные научной школой системы, устройства и программные продукты рекомендуются и планируются для широкого внедрения на промышленных предприятиях. Результаты научных исследований положены в основу двух изданных с грифом МОН Украины учебников [12, 13] и двух учебников и учебного пособия, подготовленных к печати с данным грифом. Научные исследования по перечисленным выше направлениям будут продолжаться, особое внимание будет уделено разработке программно-аппаратных средств по автоматизации оптимального планирования эксперимента, вопросам измерения и регулирования влажности газов и сыпучих материалов, проектированию современных систем контроля и управления расходом топлива, усовершенствованию средств для измерения механических величин.

Литература

1. Кошевой Н.Д. Метод итерационного планирования оптимальных по стоимостным и времен-

ным затратам экспериментов / Н.Д. Кошевой, Е.М.Костенко // Збірник наукових праць військового інституту Київського національного університету імені Т. Шевченка. – К., 2009. – Вип. 19. – С. 44-48.

2. Кошевой Н.Д. Повышение эффективности экспериментальных исследований промышленных объектов / Н.Д.Кошевой, В.А.Гаевой // Стратегія економічного розвитку України: Науковий збірник. – К.: КНЕУ, 2002. – Вип. 1 (8). – С. 197-203.

3. Кошевой Н.Д. Автоматизация экспериментальных исследований: Монография / Н.Д. Кошевой, В.А. Гаевой. – Х.: ФАКТ, 2001. – 112 с.

4. Датчики: Справочное пособие / Шарапов В.М., Полищук Е.С., Гуржий А.Н., Кошевой Н.Д. и др. / Черкасы: Брама-Украина, 2008. – 1072 с.

5. Кошовий М.Д. Теорія і практика планування експериментів: навч. Посібник / М.Д. Кошовий, А.Г. Михайлов – Х: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т». – 2009. – 155 с.

6. Заболотний О.В. Поліпшення техніко - економічних та екологічних характеристик засобів реалізації процесу спалювання рідкого палива в котельних / О.В. Заболотний, М.Д. Кошовий // Нафтова і газова промисловість. – К.: НАК «Нафтогаз України», 2006. – № 5. – С. 47-50.

7. Заболотний О.В. Система автоматичного керування процесом підготування мазуту до спалювання / О.В. Заболотний, В.А. Заболотний, М.Д. Кошовий // Радіоелектроніка. Інформатика. Управління. – Запоріжжя: ЗНТУ, 2005. – № 2 (14). – С. 137-142.

8. Заболотний О.В. Оцінювання впливу змінного гранулометричного складу сипкого матеріалу на результат вимірювання вологості / О.В. Заболотний, М.Д. Кошовий, А.Н. Саттаров // Метрологія та прилади. – Х.: ДП «Харківстандартметрологія». – 2010. – № 1. – С. 25-31.

9. Заболотний О.В. Вимірювання вологості нафтопродуктів / О.В. Заболотний, М.Д. Кошовий // Метрологія та прилади. – Х.: ДП «Харківстандартметрологія». – 2008. – № 1 (9). – С. 36-41.

10. Заболотний А.В. Лабораторний измеритель влажности нефтепродуктов повышенной точности / А.В. Заболотный // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – М.: Научтехиздат, 2008. – №3. – С. 48-52.

11. Кошовий М.Д. Зменшення динамічної похибки перетворювачів рівня палива рухомих об'єктів / М.Д. Кошовий, В.О. Книш // Збірник наукових праць військового інституту Київського національного університету ім. Тараса Шевченка. – К., 2008. – Вип. 16. – С. 45-47.

12. Брехин Н.И. Методы и средства измерения параметров движения самолетов: Учебник / Н.И. Брехин, Н.Д. Кошевой. – Х.: ФАКТ, 2004. – 344 с.

13. Гордиенко В.А. Оборудование самолетов: Учебник / В.А. Гордиенко, Н.Д. Кошевой. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 261 с.

Поступила в редакцию 28.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

НАУКОВА ШКОЛА АВІАЦІЙНИХ ПРИЛАДІВ І ВИМІРЮВАНЬ

М.Д. Кошовий

Описані наукові результати, які отримані науковою школою авіаційних приладів і вимірювань. При цьому особливу увагу звернено до наступних наукових напрямків: автоматизація експериментальних досліджень складних об'єктів; розробка та дослідження вимірювальних перетворювачів вологості сипких, пасто-подібних і рідких матеріалів; розробка і дослідження систем вимірювання кількості палива; автоматизовані системи контролю складних об'єктів; структурно-алгоритмічні методи підвищення точності засобів вимірювальної техніки. Перераховані основні розробки, які доведені до практичної реалізації в організаціях і на підприємствах. Намічені перспективи подальших досліджень наукової школи.

Ключові слова: авіаційні прилади, вимірювання, наукові дослідження.

SCIENTIFIC SCHOOL OF THE AVIATION DEVICES AND MEASUREMENTS

N.D. Koshevoy

Scientific results, obtained with an aviation devices and measurements scientific school, are described. Among all the results such a scientific directions are most meaningful: automation of the experimental researches of complex objects, researches and development of the humidity meters for dry and liquid materials, researches and development of the fuel quantity measuring systems, automated systems for complex objects control, structural and algorithmic methods of the measuring devices accuracy increase. Basic results, that has practical embodiment in different enterprises and organizations, are listed. Prospects for further researches are presented.

Key words: aviation devices, measurements, scientific researches.

Кошевой Николай Дмитриевич – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

УДК 621.951.47

С.И. ПЛАНКОВСКИЙ, А.В. ЛОСЕВ, О.В. ШИПУЛЬ, О.С. БОРИСОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИЙ ФИНИШНОЙ ОТДЕЛКИ ПРЕЦИЗИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проведен обзор существующих методов и оборудования для финишных отделочно-зачистных операций при обработке прецизионных деталей ЛА. На основе анализа публикаций по теме установлено, что основным направлением развития этого класса технологий будет очистка поверхностей прецизионных деталей от корпускулярных загрязнений. С учетом этого выделены методы, в наибольшей степени удовлетворяющие требованиям финишной обработки деталей прецизионных механизмов ЛА. В качестве наиболее перспективного метода обоснован выбор термоимпульсного способа финишной очистки. Определены приоритетные задачи совершенствования термоимпульсного оборудования с учетом требований современного производства, использующего интегрированные CAD/CAE-системы.

Ключевые слова: прецизионные детали, финишная обработка, микрочастицы, термоимпульсная очистка, математическое моделирование CAD/CAE-системы.

Введение

В последние годы в авиационно-космической промышленности четко обозначилась тенденция повышения требований к качеству деталей, полученных путем механообработки. Это оказывает существенное влияние не только на совершенствование процессов изготовления деталей, но и на оптимизацию их финишной отделки и очистки.

В последнее время в связи с миниатюризацией узлов, внедрением высокоточных электронно-механических механизмов, увеличением количества входящих деталей и сложности сборки различного рода прецизионных агрегатов ЛА все большее значение приобретают технологии очистки поверхностей от микрочастиц.

Особый интерес вызывают исследования, направленные на разработку автоматизированного оборудования для финишной обработки, методов научно обоснованного назначения режимов его работы и его интеграции в современное производство, комплексно использующего CAD/CAE-системы.

Поэтому целью настоящей работы является определение тенденций развития технологий финишной обработки, а также путей совершенствования методов очистки прецизионных деталей ЛА с учетом требований современного производства.

Тенденции развития технологий финишной обработки

Исследования в области выяснения механизмов образования заусенцев при механообработке и раз-

работке оборудования для их удаления начали интенсивно проводиться с 1970-х годов. До этого времени было известно и применялось на практике только 17 из существующих на сегодня 120 методов удаления заусенцев, более 90% из всех публикаций в области механизмов образования и их удаления были написаны после 1989 года [1].

Факторами, оказавшими основное влияние на развитие технологий и оборудования для удаления заусенцев и финишной отделки кромок, являлись:

- улучшение инструментов механообработки;
- повышение точности деталей;
- причины формирования заусенцев;
- минимизация и предотвращение заусенцев;
- планирование обработки по качеству кромок;
- разработка стандартов качества кромок;
- улучшение процессов удаления заусенцев.

Первые два фактора показывают, насколько внедрение новых технологий может зависеть от субъективных обстоятельств. Дело в том, что довольно долго необходимость финишной обработки кромок отвергалась промышленностью. Необходимость замены инструмента по причине того, что он формирует все более крупные заусеницы, не была очевидной из-за кажущейся дороговизны. Ситуация радикально переменилась с массовым распространением инструмента со сменными твердосплавными пластинами, когда такая замена значительно удешевилась и уже не вызывала отторжения.

Повышение требований к точности деталей также привело к изменению отношения к проблеме очистки кромок – даже небольшие заусенцы при

ужесточении допусков могли создавать проблемы при сборке, а при эксплуатации приводить к повышенному износу или даже заклиниванию прецизионных пар.

Параллельно интенсивно развивались исследования в области влияния качества финишной отделки кромок на эксплуатационные характеристики механизмов. Так, например, внедрение рекомендаций исследовательской группы Takazawa по качеству кромок, позволили поднять объемный КПД кондиционеров на 5...15% [2]. Впоследствии была установлена связь качества финишной отделки кромок с ресурсными характеристиками и на сегодняшний день необходимость этих операций принята промышленностью и подтверждена соответствующими стандартами.

Исследования механизмов образования заусенцев и возможностей их минимизации были начаты в начале 70-х годов в США (Cillespie [3]), Германии (Schäfer [4]) и Японии (Takazawa [5]). Наибольших результатов в области описания условий возникновения заусенцев на основе численного моделирования добился исследовательский коллектив Университета Беркли (Dornfeld и группа CODEF).

На рис. 1 в качестве примера приведены результаты моделирования образования заусенца при сверлении, выполненного исследовательской группой CODEF [6].

В результате проведения численного моделирования и факторных экспериментов были установлены зависимости для оценки величины заусенцев с учетом материала детали, режимов обработки, характеристик инструмента. На основе этих результатов CODEF заявила о разработке экспертной WEB системы для прогнозирования места, типа и размеров заусенцев при различных видах обработки (следует заметить, что попытки авторов воспользоваться этой системой окончились безрезультатно – портал не работает, поэтому, вероятно, на сегодня можно говорить о попытке создания такого сервиса).

Выяснение механизмов образования заусенцев дало возможность управлять процессом их образования. Стратегия в этом направлении заключалась в лозунге: "Если у Вас нет заусенцев, Вам не нужно их удалять". Конечно, такая цель является идеализированной, так как полностью избавиться от заусенцев в процессах механообработки невозможно. Однако, принцип предотвращения образования заусенцев в труднодоступных местах, переноса их в процессе обработки на внешние кромки, с которых они могут быть легко удалены, минимизация величины заусенцев – эти направления совершенствования процессов изготовления механообработки оказались вполне успешными.

В качестве примера, на рис. 2 приведены результаты исследований, полученные для оптимизации траектории инструмента с целью уменьшения величины заусенцев на кромках при торцевом высокоскоростном фрезеровании, на основании алгоритма, предложенного в [7] (CODEF).

На рис. 3 приведены фотографии кромок обработанной детали для двух траекторий фрезы, представленных на рис. 2. Результаты были получены при одинаковых режимах резания одинаковыми фрезами. Из-за увеличения длины пути инструмента, время фрезерования в оптимизированном варианте увеличилось с 4,7 до 5,3 сек [8].

Такое увеличение времени обработки выглядит совершенно незначительным, особенно с учетом существенно сокращения длительности финишной отделки кромок из-за практически устраненных заусенцев на детали. Акцентируем внимание на том, что для рассматриваемого примера обработка кромок все еще необходима исходя из заданного их качества.

Создание стандартов, связанных с качеством кромок – еще одна задача, которая решалась совместными усилиями исследователей и промышленности. В этом направлении достигнуты определенные успехи, хотя введенные до настоящего времени стан-

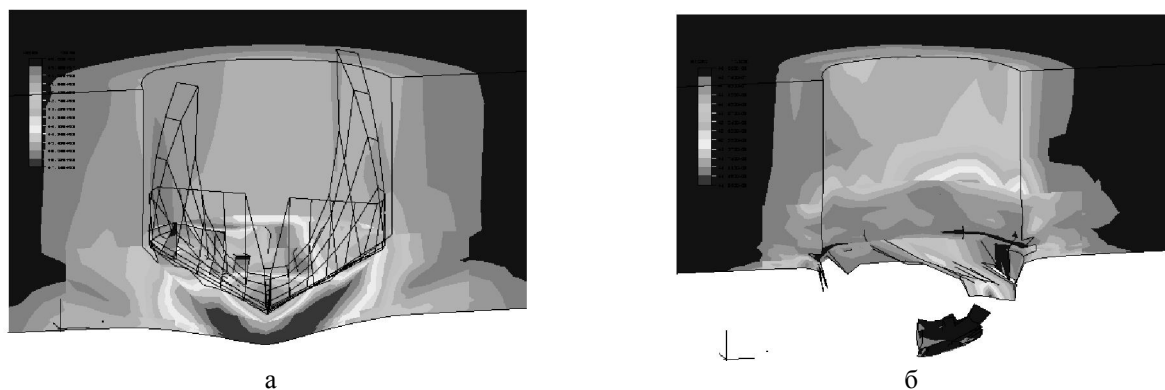


Рис. 1. Стадии формирования заусенца при сверлении (МКЭ моделирование):
а – начало выхода сверла; б – окончательный вид заусенца

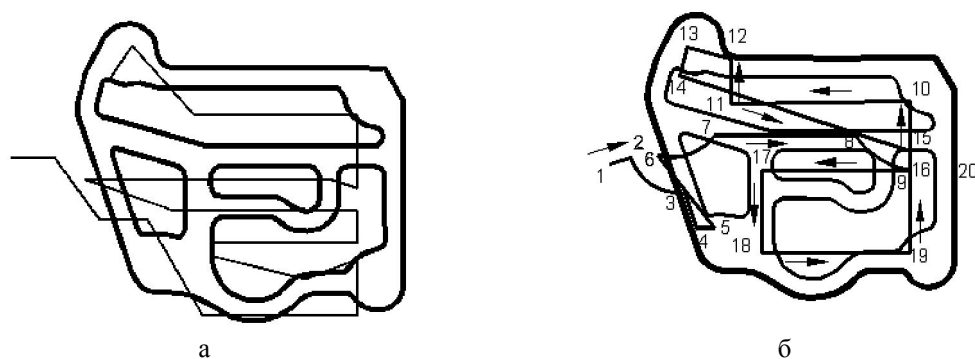


Рис. 2. Результаты оптимизации траектории инструмента по критерию размера заусенцев [8]:
а – исходная траектория фрезы; б – траектория после оптимизации

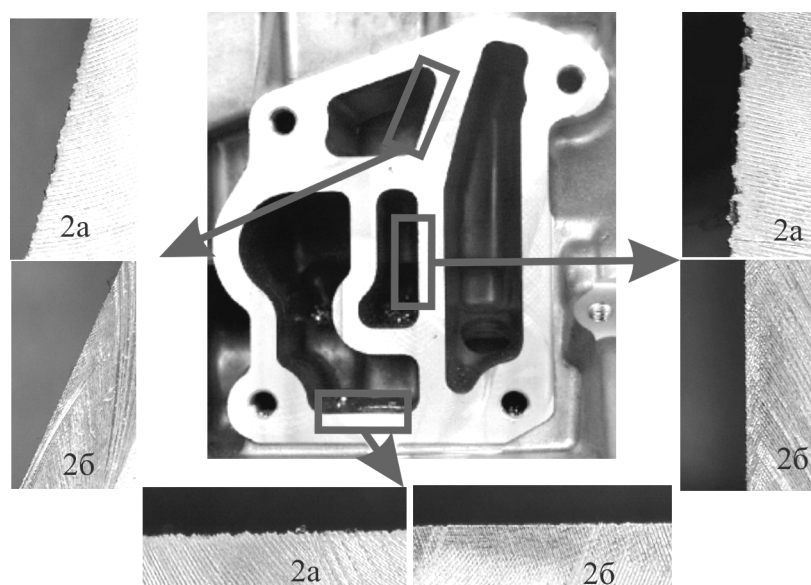


Рис. 3. Вид кромок детали после оптимизации траектории (согласно рис. 2) [8]

дарты касаются терминов, связанных с отделкой кромок [9]. Ряд фирм выпустили корпоративные стандарты качества кромок. Япония, КНР, Южная Корея и Германия готовят международный стандарт, который должен быть введен в ближайшее время.

Известно о работах по подготовке государственного стандарта, ведущихся в США. Эта работа осложняется тем, что как указывает Gillespie [10] из 42 недостатков детали, которых пользователь хотел бы избежать, 39 присутствуют на кромках и выбор метрик качества кромки не так прост.

К сожалению, следует отметить, что вопросы обеспечения качества кромок, а тем более очистки поверхностей от микрочастиц в отечественном машиностроении зачастую просто игнорируются, что оказывает непосредственное влияние на конкурентоспособность его продукции. Особенно это проявляется в моторостроении, производстве топливной аппаратуры, арматуры гидравлических и пневматических систем, продукции точного машиностроения.

Невнимание к вопросам обоснованного выбора и обеспечения качества кромок распространено и в авиационно-космической промышленности. Так, например, считается необязательной обработка поверхностей после электроискровой и лазерной обработки на современных станках с ЧПУ. Для того, чтобы показать ошибочность таких представлений, приведем данные одного из ведущих производителей оборудования для финишной обработки прецизионных деталей – фирмы Extrude Hone (США).

В рекламных материалах фирмы приводятся результаты измерения коэффициентов расхода в топливных форсунках с отверстиями, полученными электроискровым методом без финишной обработки и с обработкой на экструзионно-абразивном оборудовании, выпускаемом фирмой. Прецизионное профилирование отверстия после финишной обработки повышает точность обеспечения массового расхода с ± 6 до $\pm 1\%$, а с этой характеристикой непосредственно связана топливная эффективность двигателя.

Как уже отмечалось выше, на сегодняшний день известно около 120 методов удаления заусенцев и финишной обработки кромок. К 2000 году в мире существовало около 1000 фирм, производящих оборудование для этих целей или предлагающих услуги, связанные с финишной обработки.

Общей чертой современного оборудования для финишной обработки прецизионных деталей является наличие систем ЧПУ (рис. 4), гибкость, быстрая переналаживаемость. В целом существующее оборудование позволяет проводить эффективную обработку кромок практически всей номенклатуры деталей машиностроения.

Для прецизионных деталей ЛА характерны глубокие отверстия малых диаметров (0,4...1,5 мм), пересекающиеся каналы с расточками и карманами. Дополнительные трудности при обработке вызывают высокие требования к точности их изготовления.

Типичными для таких деталей являются отклонения от геометрической формы прецизионных пар – 1...3 мкм; допуск на зазор в пределах 2...4 мкм; шероховатость от 3,2...0,8 мкм для соединительных каналов и до 0,04 мкм для плунжерных золотниковых пар и др. Для их изготовления используются высоколегированные сплавы и стали, алюминиевые сплавы, имеющие различную твердость. В конструкции прецизионных деталей все чаще применяются сразу несколько материалов (биметаллические детали, составные корпусные детали).

Из-за таких конструктивных особенностей для финишной обработки прецизионных деталей ЛА могут применяться только несколько из разработанных на сегодня методов. В табл. 1 приведены сравнительные возможности этих методов для выполне-

ния некоторых задач, характерных при изготовлении высокоточных деталей ЛА.

Анализ этих данных показывает, что выполнение полного комплекса операций по финишной отделке прецизионных деталей ЛА каким-либо одним из представленных методов, невозможно. Однако вряд ли можно представить себе деталь, для которой требуется выполнение всех операций, упомянутых в табл. 1.

Наибольшее количество операций (7 из 10) может быть выполнено термоимпульсным и экстразионно-абразивным методом. Их комбинация покрывает все перечисленные операции за исключением обработки сверхмалых отверстий, для которой необходимо специализированное оборудование.

В связи с уже упоминавшейся тенденцией к миниатюризации узлов высокоточных механизмов, повышения сложности сборок и требований к точности входящих деталей все больший интерес стало вызывать еще одно направление финишной отделки – очистка поверхностей от корпускулярных загрязнений (микрочастиц, микрозаусенцев, молекулярных загрязнений и т.п.).

С учетом опыта развития технологий финишной обработки кромок, в настоящее время формулируются следующие направления исследований в этой области [11]:

- источники и механизм образования корпускулярных загрязнений;
- производственные и организационные меры их минимизации и предотвращения;
- разработка стандартов чистоты поверхности и средств метрологического оснащения;
- создание процессов и оборудования для очистки до заданного стандартами качества.



а



б

Рис. 4. Современное автоматизированное оборудование установки для финишной обработки:
а – установка для электрохимической обработки фирмы Extrude Hone (США);
б – установка для термохимической обработки фирмы BOSH (ФРГ)

Таблица 1

Сравнительная характеристика методов финишной отделки прецизионных деталей ЛА

Типичные операции при финишной обработке прецизионных деталей ЛА	Экструзионно-абразивный	Магнитно-абразивный	Термо-химический	Электро-химический	Термо-импульсный
Очистка внутренних поверхностей (включая пересекающиеся отверстия)	•		•		•
Управление углом и радиусом кромки отверстий ($\varnothing > 1,5$ мм)	•		•	•	•
Управление углом и радиусом кромки отверстий ($\varnothing < 1,5$ мм)	•	•		•	•
Формирование профиля отверстий для управления расходом	•	•			
Финишная обработка отверстий ($\varnothing < 0,4$ мм)		•			
Очистка криволинейных и фасонных поверхностей	•		•	•	•
Очистка глухих отверстий					•
Финишная обработка сквозных отверстий ($l/\varnothing > 5$)	•				•
Удаление оплавленных слоев после лазерной и электроискровой обработки	•	•		•	
Финишная обработка прецизионных поверхностей		•		•	•

В качестве основного метода очистки поверхностей в настоящее время рассматривается воздействие потоком чистящей жидкости [12]. Такой метод весьма чувствителен к геометрии обрабатываемой детали, особенно для внутренних полостей и требует учета особенностей процесса очистки на самых ранних стадиях проектирования механизмов.

В настоящее время такие нормы проектирования существуют в виде самых общих рекомендаций, основанных на эмпирических данных. Группой CODEF планируется разработка инструментов автоматизированного проектирования процессов гидравлической очистки на основе моделирования процессов воздействия потока на загрязненную поверхность [11]. Дополнительной сложностью является влияние физико-химических, морфологических и механических свойств поверхности обрабатываемой детали на возможность перемещения и прилипания агрязняющих веществ при воздействии чистящей среды.

Исследования в области изучения механизмов образования микрочастиц при механообработке находятся на самой ранней стадии. Однако, по некоторым данным образование микрочастиц неизбежно происходит при любых видах резания, включая обработку абразивными частицами [13]. С этой точки зрения из всех методов, упомянутых в табл. 1 к образованию только два не приводят к дополнительным микрозагрязнением при обработке – электрохимический и термоимпульсный метод.

Воздействие на деталь абразивными частицами, особенно при повышенных давлениях и скоростях несущего их потока, при обработке мягких ма-

териалов (алюминиевых сплавов, латуней) может привести к шаржированию поверхности (внедрению в нее абразивных микрочастиц).

Электрохимическая обработка позволяет удалить металлические микрочастицы, а термоимпульсная – микрочастицы любых материалов [13, 14]. С этой точки зрения термоимпульсный метод в наибольшей степени соответствует современным и вновь формирующимся требованиям по финишной отделке прецизионных деталей ЛА.

На основе приведенных данных, в качестве основных тенденций развития технологий финишной отделки прецизионных деталей можно выделить следующие:

1) для разработки технологий финишной отделки характерен системный подход, учитывающий основные факторы, определяющие качество обработки – изучение механизмов формирования заусенцев и загрязнений, разработку методов проектирования и производства с учетом требований их минимизации, создание стандартов качества, средств метрологического контроля, совершенствование технологии и оборудования для финишной отделки;

2) развитие оборудования для финишной отделки идет в направлении создания автоматизированных комплексов, для которых режимы обработки задаются на основе математического моделирования процессов изготовления деталей и данных специализированных экспертных систем, среди которых в ближайшее время следует ожидать появления модулей, совместимых с наиболее распространенными CAD/CAM-системами;

3) в связи с ужесточением требований к точности деталей, входящих в прецизионные механизмы, к операциям финишной отделки будут выдвигаться все большие требования по управляемости процессов, установлению режимов обработки исходя из параметров качества кромок; следует ожидать появления требований, связанных с обеспечением разных параметров качества для различных кромок одной детали, что потребует создания более гибких процессов финишной отделки.

Дополнительные задачи, которые будут возникать в ближайшее время, могут быть связаны с разработкой технологий финишной обработки неметаллических деталей (из керамики, пластмасс, композиционных материалов).

Перспективы развития термоимпульсной обработки

Термоимпульсный метод финишной отделки был предложен в конце 1970-х годов в Харьковском авиационном институте и являлся развитием термохимического метода, разработанного фирмой BOSH (ФРГ). При термохимической обработке удаление заусенцев на кромках происходит за счет сгорания в газовой смеси с повышенным содержанием кислорода. Такой способ очистки не может применяться для обработки прецизионных деталей из-за

осаждения на их поверхности окислов металла, возникающих при сгорании заусенцев (рис. 5, а), что требует дополнительного травления.

При термоимпульсной обработке удаление заусенцев и технологических загрязнений производится за счет быстротечного теплового воздействия высокой плотности. Часть топливной смеси сгорает в детонационном режиме, что приводит к резкой интенсификации процессов теплообмена между деталью и продуктами сгорания. Выпуск продуктов сгорания производится в горячем состоянии, поэтому окислы и удаленные материалы не осаждаются на обрабатываемых поверхностях (рис. 5, б). Имеется положительный опыт использования этих технологий на серийных заводах, в том числе для очистки прецизионных деталей ЛА [14].

Широкое использование термоимпульсного оборудования для финишной отделки может существенно улучшить технические характеристики продукции отечественного машиностроения. Тем не менее, оно до сих пор не получило распространения. Не рассматривая различные организационные причины, связанные с этим, отметим некоторые недостатки существующего термоимпульсного оборудования, которые сдерживают его внедрение:

1) подбор режимов обработки для каждого из видов деталей основывается на аналитических зависимостях, полученных при существенных допу-

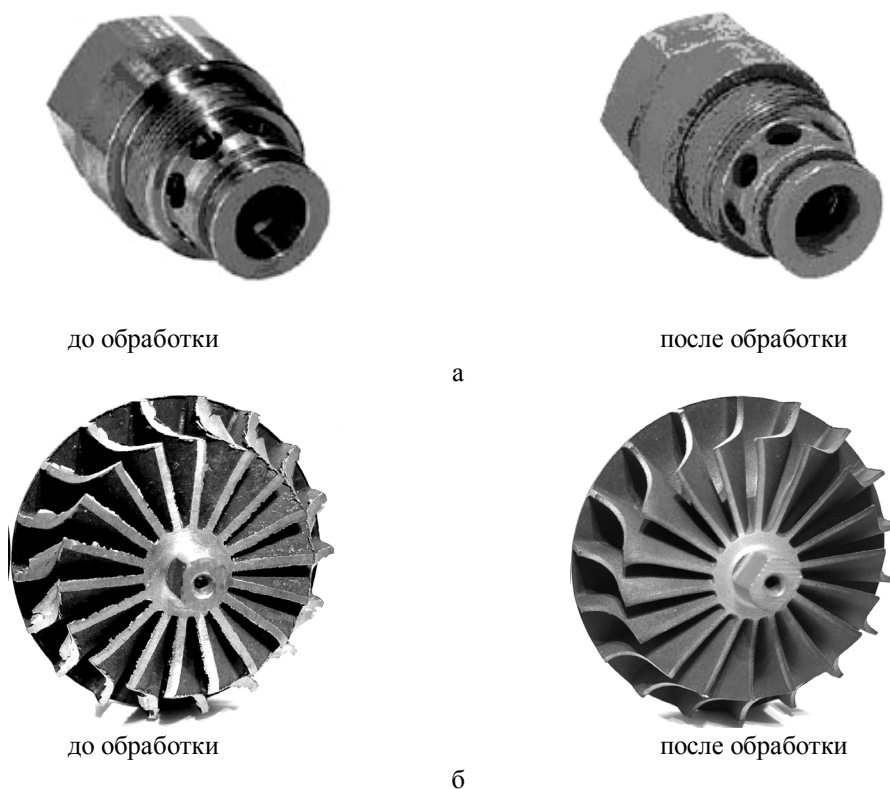


Рис. 5. Детали, обработанные термическими методами:
а – термохимическим; б – термоимпульсным

щениях, и требующих экспериментальной проверки; в условиях промышленного предприятия это требует больших затрат времени и ресурсов, что приводит к потере гибкости процесса;

2) применявшиеся в разработанных установках системы автоматики, исполнительные и измерительные устройства морально устарели, требуют настройки в ручном режиме, что не обеспечивает стабильности качества обработки.

Для того, чтобы быть конкурентоспособным, новое поколение термоимпульсного оборудования должно соответствовать тенденциям развития технологий финишной обработки, сформулированным выше. Таким образом, можно сформулировать следующие задачи для развития финишных термоимпульсных технологий.

Необходима разработка математических моделей рабочего цикла термоимпульсной обработки и создание на их основе метода автоматизированного проектирования технологических процессов в интегрированных CAD/CAE-системах. Соответствующее программное обеспечение должно быть совместимо по структуре данных с разрабатываемыми экспертными системами расчета величин заусенцев в зависимости от характеристик материала и режимов предшествующей обработки.

Необходимо радикально модернизировать системы дозирования энергии термоимпульсных установок, системы измерений и управления. Для повышения точности дозирования энергии необходимо создать математические модели работы исполнительных механизмов этих систем. На основе результатов моделирования и сравнения их с данными экспериментов разработать системы ЧПУ для термоимпульсного оборудования.

Разработать и реализовать программу экспериментальных исследований по изучению новых технологических процессов термоимпульсной обработки, включая обработку деталей из пластмасс, керамических и композиционных материалов. Исследовать возможности повышения точности и управляемости термоимпульсных процессов финишной отделки.

Выводы

1. Основной тенденцией развития оборудования финишной обработки прецизионных деталей является создание автоматизированных комплексов, интегрированных со специализированными экспертными базами по определению размеров и места расположения заусенцев.

2. В ближайшее время к операциям финишной отделки будут ужесточаться требования по управляемости процессов, в том числе для обеспечения

разных параметров качества для различных кромок одной детали, что потребует создания более гибких процессов финишной отделки.

3. В качестве наиболее перспективного метода финишной очистки обоснован выбор термоимпульсного метода. Определены приоритетные задачи его совершенствования с учетом требований современного производства, использующего интегрированные CAD/CAE-системы.

Литература

1. Gillespie L. *Your burr technology efforts changed the world* / L. Gillespie – *Deburring Technology International Inc*, 2009. – 37 p.
2. Takazawa K. *Design Principle and Manufacturing Technique for the Rotary Compressor of Room Air Conditioner* / K. Takazawa // *5th International conference on deburring and surface finishin: r.thesis – Kansas City, MO. – Deburring technology international*, 1998. – P. 35.
3. Gillespie L. *The Formation and properties of machining burrs: M.S. Thesis* / LaRoux Gillespie. – *Utah State University, Logan, Utah*, 1973. – 140 p.
4. *Product design influences on deburring: Society of Manufacturing Engineers (SME): Technical paper*; F. Schäfer – *Dearborn*, 1975. – 117 p. – MR75-483.
5. Takazawa K. *Burr Technology* / K. Takazawa – *Tokyo: Asakura Bookstore Company*, 1980. – 230 p.
6. *Burr prevention and minimization for the aerospace industry. Laboratory for manufacturing automation. Research reports 1999 – 2000. University of California, Berkeley*. 2002. – P. 4-9.
7. *Optimization of the face milling process: tool path and tool design. Issues, Part 1. Algorithm and tool path design. Laboratory for manufacturing automation. Research reports 2001–2002. University of California, Berkeley*, 2002.- P. 61-68.
8. *Tool path planning in conjunction with exit order sequence. Laboratory for manufacturing automation. Research reports 2001 – 2002. University of California, Berkeley*. 2002. – P. 30-35.
9. *DIN ISO 13715 Technical drawings - Edges of undefined shape – Vocabulary and indication on drawings (ISO 13715:2000)*.
10. Gillespie L. *Mass Finishing Handbook* / L. Gillespie – *New York City: Industrial Press*, 2006. – 276 p.
11. Ávila M. *Strategies for burr minimization and cleanliness in aerospace and automotive manufacturing* / M. Ávila, J. Gardner, C. Reich-Weiser // *SAE Transactions J. of Aerospace*. – 2005. – 114 (1). P. 1073-1082.
12. Dornfeld D. *Cleanability of mechanical components* / D. Dornfeld, S. McMains, D. Arbelaez // *Job of University of California, Berkeley*. – 2008. – 12 p.
13. Лосев А.В. *Повышение эффективности зачистки деталей пневматических и гидротопливных систем при использовании термоимпульсного ме-*

тода: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.08; защищена 14.05.1995; утв. 07.10.1995 / Лосев Алексей Васильевич. – Х., 1995. – 210 с.

14. Жданов А.А. Термоимпульсные технологии

очистки поверхностных деталей агрегатов авиационных двигателей: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04; защищена 25.01.2003; утв. 12.03.2003 / Жданов Александр Андреевич – Х., 2003. – 120 с.

Поступила в редакцию 12.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор Национального технического университета «ХПИ», главный инженер В.А. Фадеев, ГП ХМЗ «ФЭД», Харьков, Украина.

СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ТЕХНОЛОГІЙ ФІНІШНОЇ ОБРОБКИ ПРЕЦИЗІЙНИХ ДЕТАЛЕЙ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

С.І. Планковський, О.В. Лосев, О.В. Шипуль, О.С. Борисова

Проведено огляд існуючих методів та обладнання для фінішних обробно-зачисних операцій при виготовленні прецизійних деталей ЛА. На основі аналізу публікацій за темою встановлено що основним напрямом розвитку цього класу технологій буде очищення поверхонь прецизійних деталей від корпускулярних забруднень. З урахуванням цього виділено методи, що найбільше задовольняють вимогам фінішної обробки деталей прецизійних механізмів ЛА. Обґрунтовано вибір термоімпульсного методу фінішного очищення як найбільш перспективного з існуючих. визначено пріоритетні задачі удосконалення термоімпульсного обладнання з урахуванням вимог сучасного виробництва, що використовує інтегровані CAD/CAE-системи.

Ключові слова: прецизійні деталі, фінішна обробка, мікрочастинки, термоімпульсне очищення, математичне моделювання, CAD/CAE-системи.

CURRENT STATE AND PROSPECTS OF DEVELOPMENT TECHNOLOGIES OF FINISHING OF PRECISION DETAILS AIRCRAFTS

S.I. Plankovskyy, O.V. Losev, O.V. Shypul, O.S. Borysova

The review of existing methods and the equipment for finishing operations at processing precision details of aircrafts is spent. On the basis of the analysis publications on a theme it is established that clearing surfaces precision details of corpuscular pollution will be the basic direction of development this class of technologies. Taking into account this methods to the greater requirements finishing details of precision mechanisms of aircrafts. As the most perspective method the choice of thermal-pulse way for finishing clearing is proved. Priority problems of perfection the thermal-pulse equipment taking into account requirements of the modern manufacture using integrated CAD/CAE-systems are defined.

Keywords: precision details, finishing processing, microparticles, thermo-pulse clearing, mathematical modeling of CAD/CAE-system

Планковский Сергей Игоревич – д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: s.plank@khai.edu

Лосев Алексей Васильевич – канд. техн. наук, с.н.с. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k104.d1@khai.edu

Шипуль Ольга Владимировна – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.shipul@khai.edu

Борисова Ольга Сергеевна – соискатель кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: b-o-s@ukr.net

УДК 658.512.011.056

**В.Ю. ГРАНИН, Т.С. ИНОЗЕМЦЕВА, О.К. ПОГУДИНА, Т.А. СИДОРЕНКО,
О.И. ТАРАСОВ***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА САМОЛЕТА В СРЕДЕ ИНТЕГРИРОВАННОЙ
СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

Показана необходимость возможно более ранней оценки соответствия проектируемого самолета требованиям норм летной годности. Предложена информационная технология формирования облика самолета с использованием численного анализа его аэродинамических характеристик и моделирования полета для проверки летных характеристик. Разработан прототип программного комплекса, реализующего предлагаемую технологию предварительного проектирования. Проанализированы результаты проверки работоспособности прототипа комплекса, полученные результаты подтверждают целесообразность продолжения исследований. Выявлены основные препятствия к полной автоматизации задачи формирования облика самолета.

Ключевые слова: облик самолета, аэродинамические характеристики, летные характеристики, нормы летной годности, CFD-система, летный симулятор.

Введение

Одно из главных положений методологии проектирования самолетов состоит в выделении двух уровней разработки проекта — внешнего и внутреннего проектирования [1]. Принципиальное различие между ними обусловлено различием конечных целей реализуемых здесь процессов разработки изделия. Цель внешнего проектирования состоит в определении целесообразности и возможности создания изделия, а целью внутреннего проектирования является получение информации, необходимой и достаточной для создания изделия в заданных условиях. Процесс внутреннего проектирования начинается с выработки общей концепции самолета и формирования его облика. Именно задача формирования облика служит связующим звеном в организации взаимодействия систем внешнего и внутреннего проектирования, как показано на рис. 1 [2].

**1. Формирование облика самолета:
традиционная методология**

Понятие «облик изделия» не имеет строгого определения, но большинство специалистов по проектированию включают в его состав структурные (схемные) признаки и важнейшие параметры объекта проектирования, однозначно определяющие его форму, размеры и взлетную массу. К числу схемных признаков относят [2] аэродинамическую схему (нормальная, утка, бесхвостка), расположение крыла (нижнее, среднее, верхнее), форму крыла в плане, типы средств механизации крыла по передней и задней кромкам, схему оперения (низкорасполо-

женное, Т-образное), тип и расположение двигателей и т.д. Эту группу признаков называют параметрами формы. Они задают «безразмерный» прототип самолета, размеры которого доопределяются последующими расчетами. В рамках выбранного сочетания схемных признаков размеры самолета определяются, прежде всего, площадью крыла и стартовой тягой двигателей (или производными от них удельной нагрузкой на крыло и стартовой тяговооруженностью). Эту группу параметров именуют параметрами размерности.

Совершенство выбранной схемы характеризуется такими функциями геометрии планера, как коэффициент подъемной силы $C_{y\alpha}$, коэффициент лобового сопротивления $C_{x\alpha}$, аэродинамическое качество K , а эффективность силовой установки — функциями газодинамических характеристик двигателя, прежде всего удельным расходом топлива C_p и относительной массой топлива m_t [2].

Вместе перечисленные параметры однозначно определяют летные характеристики самолета. Варьируя их, проектировщик достигает целей проектирования.

Таким образом, задача формирования облика (ФО) включает в себя подзадачи структурного синтеза (определение схемных решений) и параметрического синтеза (определение оптимальных значений параметров размерности).

При этом задача структурного синтеза не может быть окончательно решена изолированно, поскольку эффективность полученного схемного решения может быть подтверждена только в результате решения задачи параметрического синтеза.

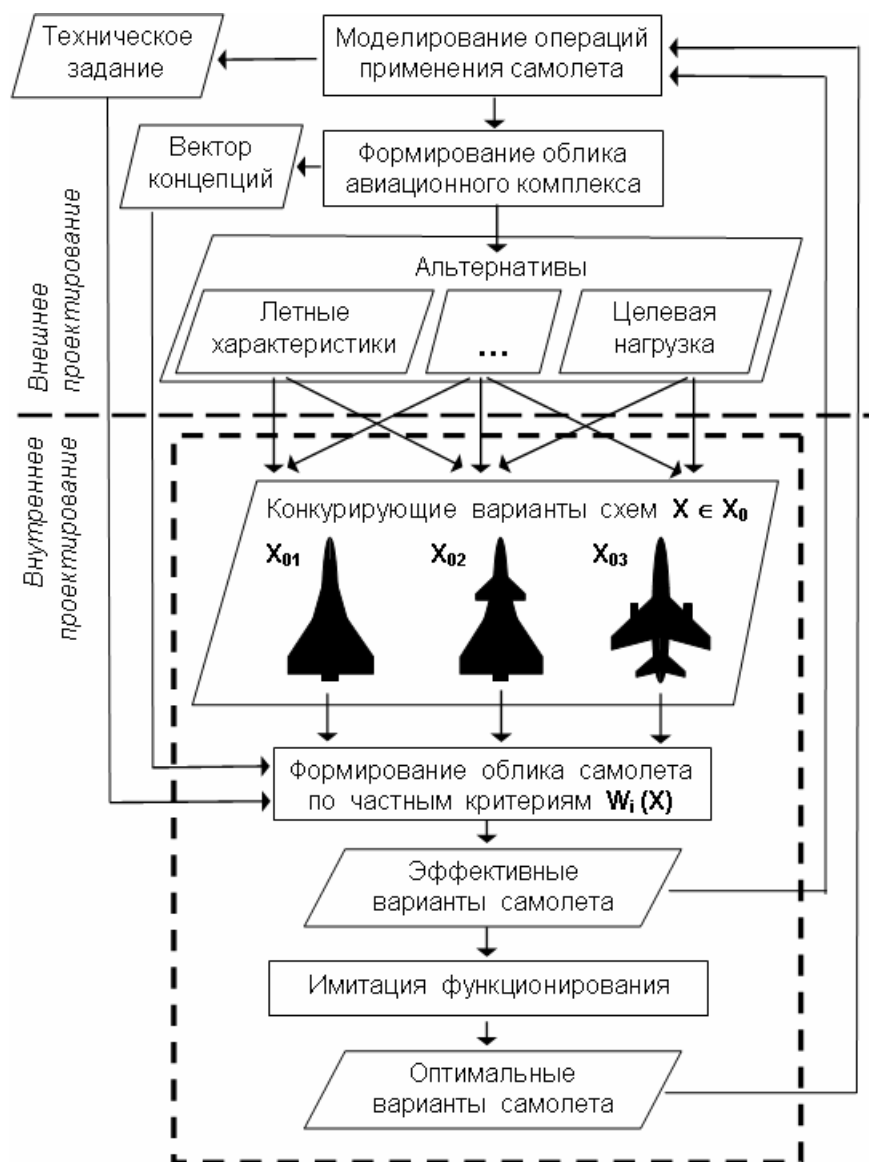


Рис. 1. Модель взаимодействия систем внешнего и внутреннего проектирования

Именно это обстоятельство делает задачу ФО столь ответственной и столь сложной для формализации.

Сложность этой задачи состоит не столько в организации перебора допустимых сочетаний схемных признаков, сколько в трудностях сравнения синтезированных вариантов схем.

Комплекс рассматриваемых нами задач выделен на рис. 1 штрихпунктирной рамкой. При этом в настоящей работе не рассматривается формирование геометрической модели самолета – она может быть построена в интерактивном режиме либо сгенерирована автоматически в специализированной знаниеориентированной подсистеме САПР, что никак не влияет на последующее ее использование.

2. Ограничения традиционной методологии

Традиционное решение задачи отбора рациональных вариантов проектных решений на стадии предварительного проектирования состоит в использовании эмпирических или приближенных аналитических зависимостей для определения аэродинамических и летных характеристик [2]. Этот же путь предлагается и в работах последних лет [3 – 5]. Подобный подход к задаче ФО (поиск аналогов, перебор сочетаний схемных признаков и расчет характеристик по упрощенным зависимостям) преобладает и в работах зарубежных авторов [6 – 8].

В качестве мотивов отказа от численного исследования на рассматриваемой стадии обычно называют его высокую трудоемкость. При всей кажущейся естественности такого подхода (многие исходные данные для точного анализа еще просто не установлены), ему присущ серьезный недостаток – невысокая точность оценок функциональных свойств самолета, т.е. его

аэродинамических и летных характеристик.

В то же время только летные характеристики и могут выступать в качестве частных критериев оценки и сравнения вариантов на стадии предварительного проектирования. Основным источником нормативных данных служат Нормы летной годности самолетов различных категорий, например [9], а практически единственная категория свойств самолета, которая может быть на этой стадии проверена на соответствие нормам – летные характеристики, поскольку именно эти свойства имеют в них наиболее полное количественное представление. Поэтому вполне естественно стремление получить более точную оценку этих характеристик на возможно более ранних этапах разработки. Однако известные упрощенные зависимости не могут охватить всю обшир-

ную номенклатуру скоростей, заданных в нормах. С этой точки зрения представляет интерес использование систем компьютерной аэродинамики и систем моделирования полета не только на стадиях технического и рабочего проектов, но и непосредственно в задаче ФО.

3. Тенденции развития CAE-систем

Целесообразность такого решения подкрепляется ведущими тенденциями развития программных средств инженерного анализа (Computer Aided Engineering – CAE) в последние годы, прежде всего следующими:

- переход к многодисциплинарному (так называемому мультифизическому) моделированию для решения связанных задач, требующих одновременного анализа процессов различной физической природы, например, обтекания конструкции потоком газа и ее деформации под действием этого потока [10]; такие возможности могут быть воплощены как в одной многопрофильной системе, например VHDL-AMS, SimulationX, ANSYS multiphysics, NASTRAN multidisciplinary и др. [11, 12], так и реализованы через взаимодействие разнопрофильных систем, например FlowVision и ABAQUS [13];

- переход от верификации проектных решений к опережающему моделированию (up-front simulation): опыт применения инструментария SimDesigner 2004 в среде CATIA V5 [14] показал, что перенос анализа проектных решений на более ранние стадии проектирования существенно повышает эффективность САПР; развитием этого направления стал проект SIMULIA компании Dassault Systemes [15], положивший начало новому классу инструментов САПР – классу систем реалистического моделирования (realistic simulation), именуемых также системами быстрого анализа и проверки вариантов проекта (Rapid Analysis and Validation of Design Alternatives – RAVDA); подобные разработки ведутся и другими компаниями [16];

- использование CAE-систем не только для верификации, но и для синтеза проектных решений – характерным примером служат методы оптимизации формы объектов (topology optimization) путем итерационного выполнения процедур анализа напряженного состояния и последующего исключения из модели наименее нагруженных конечных элементов [17, 18], в результате чего формируется конструкция, близкая к равнопрочной.

Дополнительным стимулом к включению программных средств анализа аэродинамических процессов (Computational Fluid Dynamics – CFD) и систем моделирования полета вместе со специализированными программами синтеза компоновки и гео-

метрии модели в единый цикл формирования облика самолета служит еще одна современная тенденция построения САПР – переход от «изначально интегрированных» комплексов к «свободно интегрируемым» наборам функциональных модулей. Такой подход (компоновка из готовых модулей с минимумом собственного программирования) успешно применяется в проектировании изделий микроэлектроники и микромеханики [19], где такие системы получили название гетерогенных САПР. Этот путь представляется перспективным и для других областей техники, что подтверждается разработками зарубежных исследовательских групп, в частности работами Делфтского технического университета [20], где отрабатывается методология многоаспектного параллельного проектирования с использованием CAE-систем ENFLOW или FLUENT для аэродинамического анализа, NASTRAN и PATRAN для прочностного анализа во взаимодействии со знание-ориентированными системами синтеза проектных решений на базе ICAD.

4. Предлагаемый подход

Таким образом, анализ предшествующих работ свидетельствует о существовании противоречия между потребностью в многовариантном проектировании, требованиями сокращения сроков разработки и недостаточной точностью методов оценки аэродинамических и летных характеристик самолета в ходе предварительного проектирования. Для его разрешения предлагается использование систем CFD и летных симуляторов на возможно более ранних стадиях проектирования, с момента синтеза первых вариантов топологии и геометрии самолета, то есть уже в задаче формирования облика.

Общая последовательность проектных процедур в предлагаемой методике предварительного проектирования в целом также соответствует рис. 1, однако их содержание несколько изменяется:

- выбор сочетания схемных признаков для очередного варианта проектного решения;
- проектировочные расчеты основных параметров самолета;
- построение геометрической модели первого приближения;
- виртуальная продувка модели в CFD-системе;
- определение основных аэродинамических характеристик;
- задание исходных данных и/или программирование блока динамики полета летного симулятора;
- виртуальные испытательные полеты в симуляторе;
- вывод о возможности достижения заданных

характеристик и о соответствии нормам летной годности.

Для проверки предлагаемой технологии предварительного проектирования разработан прототип программного комплекса в составе CAD-системы SolidWorks, собственного приложения Plane3D для автоматизированного синтеза геометрической модели, CFD-системы Flow Vision и летного симулятора Flight Gear. В работе комплекса используются также программные средства общего назначения – текстовый редактор Notepad для хранения координат точек стандартных аэродинамических профилей, табличный процессор MS Excel для хранения характеристик самолетов-аналогов и результатов расчета и графический редактор Blender для конвертирования 3D модели в формат, необходимый летному симулятору. Схема комплекса показана на рис. 2.

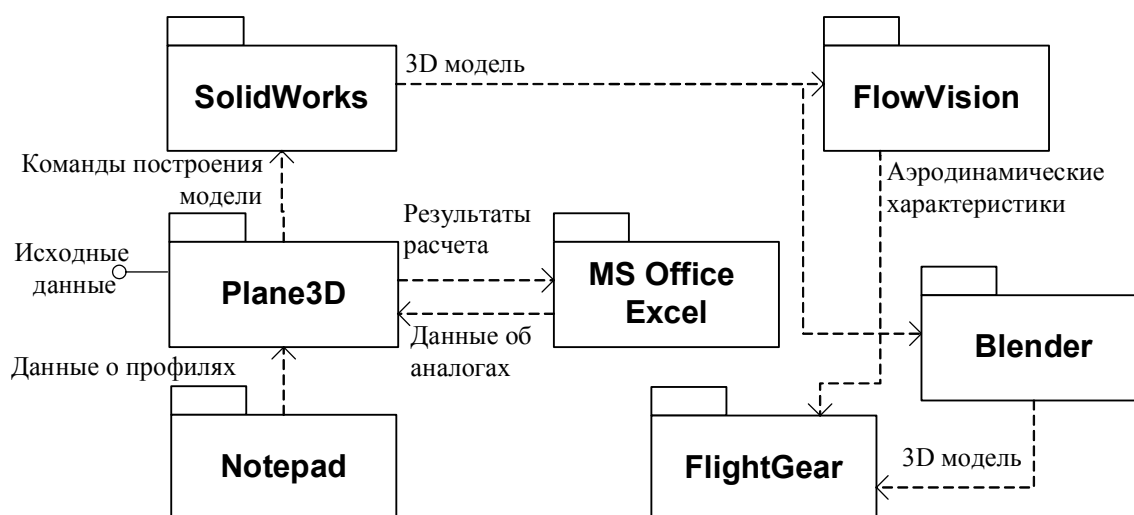


Рис. 2. Структурная схема программного комплекса

Ниже проиллюстрированы основные этапы работы по анализу летных характеристик проектируемого самолета.

Геометрическая модель самолета, сгенерированная приложением Plane3D во взаимодействии с SolidWorks (рис. 3), транслируется и передается в CFD-систему Flow Vision в формате VRML.

В системе Flow Vision генерируется сетка конечных объемов (рис. 4), задаются условия адаптации сетки, граничные и начальные условия, а затем выполняется виртуальная продувка модели на интересующем исследователя режиме.

Полученные результаты – значения или графики изменения скоростей потока, давлений, аэродинамических сил и других параметров (рис. 5, 6) подлежат обработке для соответствующей настройки блока динамики симулятора.

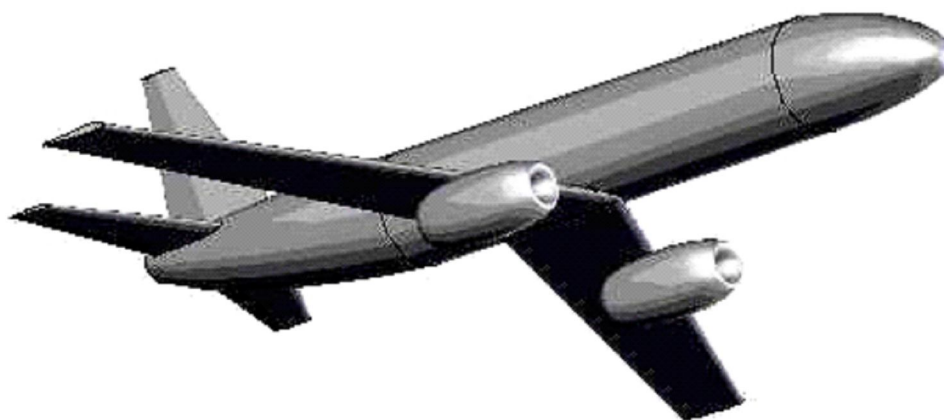


Рис. 3. Геометрическая модель самолета

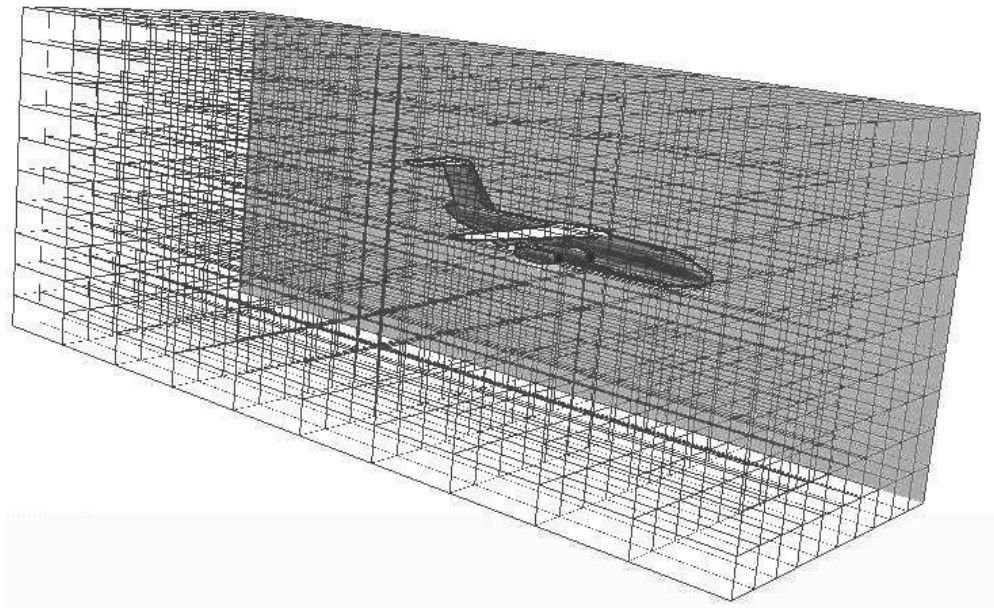


Рис. 4. Сетка конечных объемов в системе Flow Vision

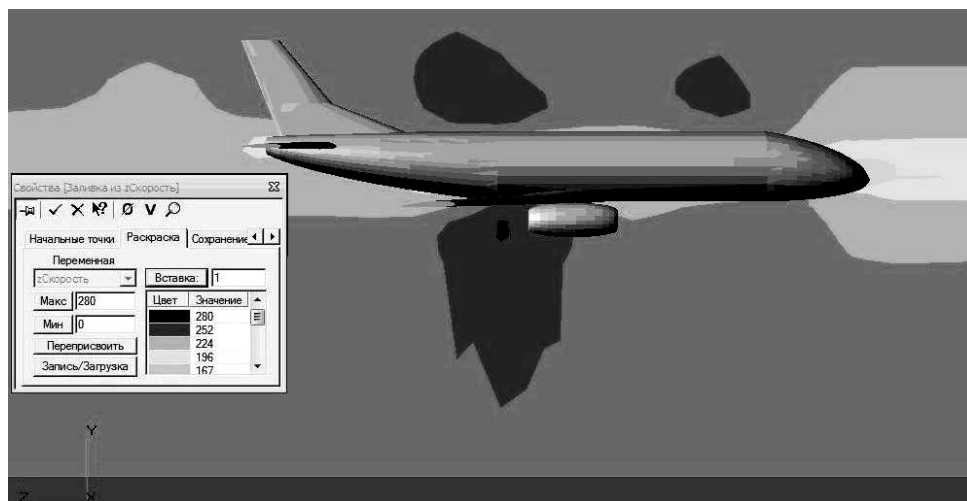


Рис. 5. Распределение скоростей в плоскости симметрии самолета

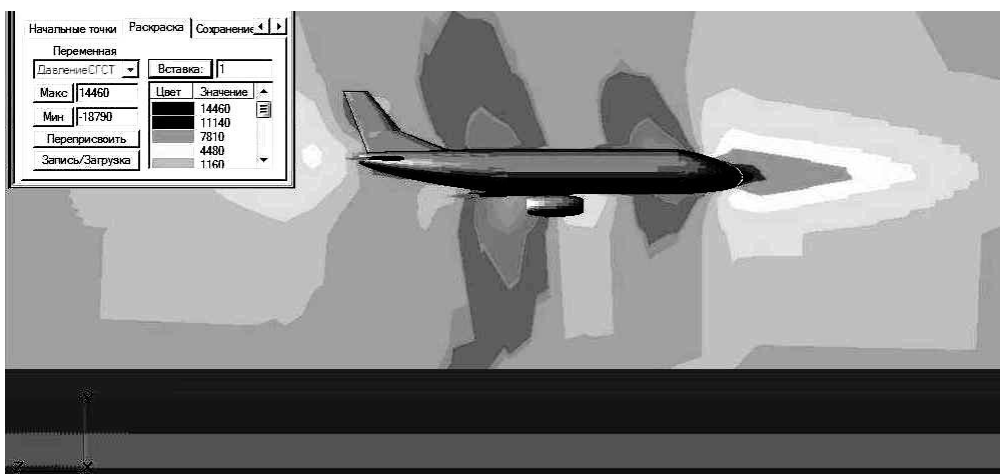


Рис. 6. Распределение давлений в плоскости симметрии самолета

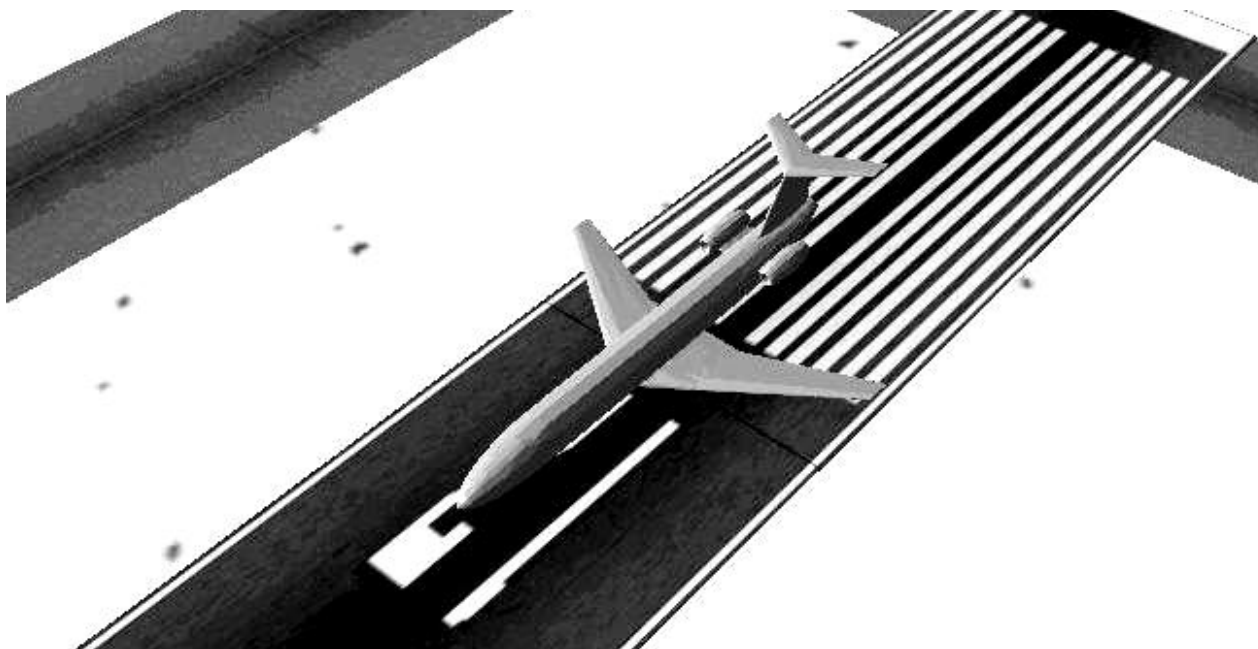


Рис. 7. Модель самолета, загруженная в симулятор

После выполнения настройки симулятора модель преобразуется в формат AC3D и загружается в симулятор для выполнения виртуальных летных испытаний (рис. 7).

5. Анализ результатов

В ходе тестирования прототипа комплекса получены основные результаты, которые приведены ниже.

1. Установлена возможность включения задач анализа аэродинамики и моделирования полета в единый процесс проектирования самолета на ранних стадиях разработки.

2. Выявлена необходимость более тщательного, чем обычно принято в задачах формирования облика, построения геометрической модели ввиду чувствительности CFD-систем к гладкости поверхностей модели.

3. Основные затруднения, препятствующие полной автоматизации задачи формирования облика самолета, таковы:

3.1. Отсутствие объективных сведений о точности результатов моделирования в различных симуляторах; это может потребовать отдельных исследований для сравнительной оценки возможностей различных систем имитации полета.

3.2. Отсутствие (по объективным причинам) на ранних стадиях разработки ряда исходных данных для симулятора (этих данных в принципе еще нельзя получить); это может потребовать поиска прототипа

морфологическими методами, например [21] и использования его характеристик в качестве первого приближения.

3.3. Трудоемкость обработки результатов аэродинамического анализа и подготовки данных для симулятора по результатам виртуальной продувки; это может потребовать создания программ-трансляторов.

3.4. Отсутствие единого формата представления аэродинамических и летных характеристик самолета.

Выводы

1. Показана необходимость возможно более ранней оценки соответствия проектируемого самолета требованиям норм летной годности.

2. Предложена информационная технология формирования облика самолета с использованием численного анализа его аэродинамических характеристик и моделирования полета для проверки летных характеристик.

3. Разработан прототип программно-методического комплекса, реализующего предлагаемую технологию предварительного проектирования.

4. Выполнена проверка работоспособности прототипа комплекса, полученные результаты подтверждают целесообразность продолжения исследований.

5. Основными задачами последующих работ должны быть:

– обоснование выбора несложных и недорогих CFD-систем и систем моделирования полета с достаточной для ранних стадий разработки точностью результатов;

– разработка методики интерпретации результатов CFD-анализа и программирования блоков аэродинамики и динамики полета симулятора;

– разработка методики выполнения виртуальных испытательных полетов для снятия характеристик по подтверждению требований норм летной годности.

Литература

1. Володин В.В. Автоматизация проектирования летательных аппаратов / В.В. Володин. – М.: Машиностроение, 1991. – 255 с.
2. Егер С.М. Основы автоматизированного проектирования самолетов / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
3. Гайнутдинова Т.Ю. Программный комплекс автоматизированного проектирования авиационных конструкций / Т.Ю. Гайнутдинова // Вестник ТГТУ. – 2007. – № 2-3 (9-10). – С. 15-32.
4. Нарожный А.Н. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Ч. 7. Моделирование реальных испытаний / А.Н. Нарожный, Д.А. Никонов, Г.Г. Высокогляд, А.И. Шелудько // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 38. – Х., 2008. – С. 27-34.
5. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в междисциплинарной постановке / А.В. Луковников // Вестник МАИ. – 2008. – Т. 15, № 3. – С. 34-43.
6. Wilson S.B. Conceptual Aircraft Design – Lost Art, or Science? [Электронный ресурс] / S.B. Wilson, L. Fila. – Режим доступа: www.avidllc.biz/publications/CAD_Lost_Art_or_Science.pdf.
7. Rentema D. An AI Tool for Conceptual Design of Complex Products / D. Rentema, E. Jansen // Design Research in the Netherlands. – 2000. – P. 119-131.
8. Raymer D.P. Enhancing Aircraft Conceptual Design using Multidisciplinary Optimization: Doctoral Thesis. – Royal Institute of Technology, Stockholm, 2002. – 150 p.
9. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ.

Введ. в действие с 25.10.1985. – Совет экономической взаимопомощи. Междугосударственная комиссия по НЛГ гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1985. – 470 с.

10. Плыкин М. FSI-технологии ANSYS / М. Плыкин // САПР и графика. – 2006. – № 7. – С. 38-39.

11. Норенков И.П. Информационная поддержка наукоемких изделий. CALS-технологии / И.П. Норенков, П.К. Кузьмич. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 320 с.

12. SimulationX компании ITI GmbH [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.iti.de/en/simulationx.html>.

13. Аксенов А. Анализ задач взаимодействия жидкость – конструкция с использованием программных комплексов ABAQUS и FlowVision / А. Аксенов, В. Коньшин // САПР и графика. – 2006. – № 9. – С. 27-29.

14. Захаров В. SimDesigner 2004 — новое поколение инструментов анализа и моделирования в среде системы CATIA V5 / В. Захаров // САПР и графика. – 2004. – № 1. – С. 14-19.

15. Holtz B. Поглощение ABAQUS компанией Dassault Systemes поднимает ряд вопросов / B. Holtz, A. Rowell // CAD/CAM/CAE Observer. – 2005. – № 6. – С. 24-28.

16. Веб-ресурс компании International Techne-Group Incorporated [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.iti-oh.com/>.

17. Мазурин А. Компьютерное моделирование изделий и CAE-системы / А. Мазурин // САПР и графика. – 2001. – № 1. – С. 56-63.

18. Веб-ресурс международного проекта PLATO-N [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.plato-n.org.

19. Лобур М.В. Методи та моделі для наскрізного проектування вбудованих систем: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 05.13.12 / Михайло Васильович Лобур; НТУУ «КПІ». – К., 2004. – 32 с.

20. Schut E.J. Feasibilization of a structural wing design problem / E.J. Schut, M.J.L. van Tooren, J.P.T.J. Berends. // 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. – USA: Schaumburg IL, 2008. – P. 44-45.

21. Дружинин Е.А. Формализованная модель задачи структурного синтеза требований к результатам проекта / Е.А. Дружинин, О.К. Габчак // Системи обробки інформації: зб. наук. праць Харківського ун-та Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба. – Вип. 8 (48). – Х., 2008. – С. 7-14.

Поступила в редакцию 30.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник научно-исследовательского отдела Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба

ФОРМУВАННЯ ВИГЛЯДУ ЛІТАКА В СЕРЕДОВИЩІ ІНТЕГРОВАНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ

В.Ю. Гранін, Т.С. Іноземцева, О.К. Погудіна, Т.О. Сидоренко, О.І. Тарасов

Показано необхідність можливо більш ранньої оцінки відповідності проектного літака вимогам норм літної придатності. Запропоновано інформаційну технологію формування вигляду літака з використанням чисельного аналізу його аеродинамічних характеристик і моделювання польоту для перевірки літних характеристик. Розроблено прототип програмного комплексу, що реалізує запропоновану технологію попереднього проектування. Проаналізовано результати перевірки працездатності прототипу комплексу, отримані результати підтверджують доцільність продовження досліджень. Виявлено основні перешкоди до повної автоматизації задачі формування вигляду літака.

Ключові слова: вигляд літака, аеродинамічні характеристики, льотні характеристики, норми літної придатності, CFD-система, льотний симулятор.

PLANE IMAGE FORMATION IN THE ENVIRONMENT OF THE INTEGRATED COMPUTER AIDED DESIGN SYSTEM

V.J. Granin, T.S. Inozemtseva, O.K. Pogudina, T.A. Sidorenko, O.I. Tarasov

The necessity of the earliest estimation of the designed product conformity with airworthiness requirements is shown. The information technology of plane image forming with the help of the numerical analysis of its aerodynamic characteristics and flight modeling for checking of flight characteristics is offered. The program complex prototype realizing offered technology of preliminary designing is developed. The results of checking of complex prototype working capacity are analyzed, the received results confirm the appropriateness of researches continuation. The main obstacles to the complete automation of the plane image formation task are revealed.

Keywords: plane image, aerodynamic characteristics, flight characteristics, airworthiness requirements, CFD-system, a flight simulator.

Гранін Віктор Юрьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри інформаційних технологій проектування летательних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: Victor.Granin@k108.khai.edu.

Іноземцева Татяна Сергіївна – студент кафедри інформаційних технологій проектування летательних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Погудіна Ольга Константиновна – канд. техн. наук, доцент кафедри інформаційних технологій проектування летательних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: ok_gabchak@ukr.net

Сидоренко Татяна Александрівна – аспірантка кафедри інформаційних технологій проектування летательних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Тарасов Олег Іванович – студент кафедри інформаційних технологій проектування летательних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

УДК 629.7.05

В.И. КОРТУНОВ, ХУССЕЙН М. ВАТИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОРОТОРОМ НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ

В статье рассмотрена задача автоматической посадки БЛА вертикального взлета и посадки типа квадроспиратора с использованием видеоинформации от оптических датчиков. Приведена динамика движения такого типа аппаратов, исследованы особенности управления такими объектами и синтезирована структура системы управления. В составе системы управления предполагается использовать видеокамеру, как датчик углового положения аппарата относительно места посадки, определяющего углы и смещение через параметры проективного преобразования видеокамеры. На этапе моделирования управлением квадроспиратором исследовано влияние частоты обработки кадров видеоинформации на качество управления.

Ключевые слова: квадроспиратор, управление, посадка, летательный аппарат, синтез системы управления, видеоправление.

Введение

Группу беспилотных летательных аппаратов (БЛА), обладающих способностью вертикального взлета и посадки (ВВП) (англ. *Vertical Take-Off and Landing, VTOL*), составляют такие БЛА как вертолеты, квадроспираторы (*Quad-Rotor*) [1], дактофаны (*Ducted fan MAV-Miniature Aerial Vehicle*) [2] и др.

Такая способность БЛА существенно упрощает проблему их базирования и расширяет возможности, как по сферам, так и по тактике применения. Автономные БЛА ВВП используются для широкого круга задач мониторинга и фотографирования различных объектов.

В настоящее время применяются БЛА различного конструктивного исполнения начиная от классического вертолета, самолета или гибридного типа до неклассических или нетрадиционных роторного типа с поворотом осей и др.

Обзор БЛА вертолетного типа массой до 200 кг представлен в [2, 3].

Рассмотрим особенности применения БЛА ВВП, для чего выделим две задачи целесообразного применения.

Первая задача – это мониторинг вблизи места старта, когда полет со значительными горизонтальными скоростями не требуется. БЛА либо выполняет полет с малой горизонтальной скоростью, либо осуществляет висение в точке. Здесь возможны так же подзадачи.

Первая подзадача заключается в мониторинге с небольшого расстояния до наблюдаемых объектов.

Отметим, что если расстояние до объекта совсем малое – 10-15 метров, то выполнение полета осуществимо только при помощи опытного опера-

тора, находящегося на небольшом расстоянии от БЛА.

От аппаратов, используемых для этих работ, требуется хорошая маневренность и максимальная весовая отдача для возможности нести максимум оборудования, например для стереофото съемки.

Другая подзадача – наблюдение в некоторой области с расстояния не ближе 50-70 метров с необходимостью малой подвижности носителя для отслеживания развития ситуации.

Вторая задача – это мониторинг обстановки или объектов, находящихся на удалении от места взлета. Стремительная миниатюризация бортовых систем навигации позволяет решать задачи автономного полета дальностью до 10 км и более для БЛА взлетной массой около 100 кг.

Выполнение полетного задания такими БЛА содержит множество отдельных команд – старта, набора высоты, полет на точку и др. Однако, наиболее ответственным этапом при управлении считаем взлет и посадку, которые являются трудно реализуемыми для полностью автоматического режима. Сложность построения автономных средств взлета и посадки вызвана отсутствием доступных датчиков позиционирования БЛА по отношению к посадочной площадке.

Использование лазерных систем посадки значительно удорожает весь комплекс [4], а применение ультразвуковых датчиков становится недостаточным для оценки пространственного положения. Казалось бы, применение спутниковых навигационных систем в дифференциальном режиме может решать эту задачу, однако проблема как формирования поправок, так низкая частота обновления данных (1 Гц) не позволяет в настоящее время решить

задачу взлета и посадки малых БЛА этими средствами.

Использование видеоинформации для задач автоматического взлета и посадки сдерживалось сложностью математических методов обработки видеоинформации в специализированных вычислителях, что приводило к низкой частоте формирования параметров ориентации и позиционирования относительно места посадки и невозможностью применения в реальном времени.

Однако, имеющиеся возможности спецвычислительных устройств (например, DSP-контроллеров) и доступность цифровых камер среднего разрешения (640x480) позволяют решать задачи определения параметров БЛА ВВП относительно места посадки с необходимой точностью, поэтому становится актуальной задача управления на этапе взлета и посадки с датчиками положения по видеоинформации.

В данной статье рассмотрены особенности динамики и управления БЛА типа квадранотора, влияния формирования пространственных параметров по видеоинформации, как измерительной системы, при управлении БЛА такого типа в режиме посадки.

1. Модель БЛА типа квадранотора

Квадранотор представляет собой жесткое соединение четырех пропеллерных роторов (далее ротор) в перекрестной конструктивной схеме (рис. 1). В качестве исполнительных двигателей роторов в последнее время используют электродвигатели, питаемые вторичными источниками – аккумуляторами.

Для уменьшения гироскопического момента аппарата роторы попарно вращаются в разных направлениях, что требует применения пары противоположных пропеллеров. Такой тип БЛА конструктивно проще вертолета, однако имеет особенности в управлении и требует идентичности роторов по динамике, что вызывает проведение тщательной идентификации статических и динамических характеристик роторов.

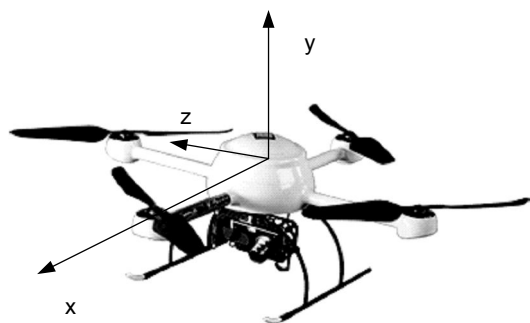


Рис. 1. Квадранотор

Рассмотрим динамику квадранотора в инерциальной и связанной систем координат (СК) для выработки решений по управлению таким аппаратом. Углы Эйлера определяют ориентацию аппарата с помощью матрицы вращения M из связанной в инерциальную СК. Запишем динамику аппарата из совокупности дифференциальных уравнений – уравнений сил и моментов. Представленная ниже динамика рассмотрена при следующих предположениях – аппарат является симметричным в продольной и поперечной связанных осях, центр масс совпадает с геометрическим центром и роторы жестко укреплены по осям аппарата.

Взаимосвязь угловых скоростей аппарата по осям связанной СК определяется кинематическим соотношением для углов Эйлера:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg}(\vartheta)(\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)), \\ \dot{\psi} &= \sec(\vartheta)(\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)), \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin(\gamma) + \omega_z \cos(\gamma),\end{aligned}\quad (1)$$

где γ, ψ, ϑ – углы крена, курса и тангажа соответственно, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости в связанной СК. Углы ориентации определяют матрицу вращения M , как матрицу поворота на углы Эйлера $M = M(\vartheta, \psi, \gamma)$ и которая преобразует вектор линейной скорости из связанной в инерциальную СК:

$$\begin{bmatrix} v_{x,I} & v_{y,I} & v_{z,I} \end{bmatrix}^T = M(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} v_{x,b} & v_{y,b} & v_{z,b} \end{bmatrix}^T,$$

где индекс I – обозначает вектор в инерциальной СК, a, b – связанной СК.

Уравнения сил. Аэродинамические силы, образованные тягой ротора, являются пропорциональными квадрату скорости вращения ротора и выражаются так [5]:

$$P_j = C_1 \left(\frac{1 - 2\pi L C S}{v_{pr} \Omega_j} + 2\pi \frac{\dot{\gamma} - w_y}{v_{pr} \Omega_j} \right),$$

где v_{pr} – установочный угол тангажа пропеллера ротора; Ω_j – угловая скорость соответствующего ротора, $C_1 = k_{motor} \rho S_{pr} \Omega_j^2 R_{pr}^2$; L – расстояние до точки установки ротора; C – параметр, зависящий от номера ротора и $C=1$, если $j=1$ или 4 , $C=-1$, если $j=2$ или 3 ; $S = \omega_{z,b}$, если $j=1$ или 3 , $S = \omega_{x,b}$, если $j=2$ или 4 .

Аэродинамические силы ветрового смещения в связанной СК можно представить как

$$P_w = \begin{bmatrix} k_a (w_{x,b} - \dot{x}_b) & k_a (w_{y,b} - \dot{y}_b) & k_a (w_{z,b} - \dot{z}_b) \end{bmatrix}^T,$$

где $\begin{bmatrix} w_{x,b} & w_{y,b} & w_{z,b} \end{bmatrix}^T$ – вектор скорости в связанной СК, k_a – коэффициент демпфирования в атмосфере.

Тогда система уравнений для сил в инерциальной СК, действующих на квадаторотор, запишется как

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_I \\ \ddot{y}_I \\ \ddot{z}_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + M(\vartheta, \psi, \gamma) \frac{P_w}{m} + \frac{P_1 + P_2 + P_3 + P_4}{m} M(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Последнее уравнение можно дополнить уравнениями относительно координат смещения БЛА.

Уравнения моментов. На аппарат воздействуют следующие моменты – аэродинамический момент сопротивления вращающихся роторов, гироскопический момент роторов, момент сопротивления от вращения аппарата, инерционный момент роторов.

Аэродинамический момент сопротивления вращающихся роторов можно записать как [6]

$$D_j = C_2 \left(\frac{1 - 2\pi LCS}{v_{pr} \Omega_j} + 2\pi \frac{\dot{y} - w_y}{v_{pr} \Omega_j} \right),$$

где $C_2 = k_d \rho S_{pr} \Omega_j^2 R_{pr}^3$.

Инерционный момент роторов, как суммарное влияние вращения 4-х роторов

$$T_R = J_R (-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4),$$

где J_R – момент инерции одного ротора (двигатель и пропеллер).

Момент сопротивления от вращения аппарата пропорционален угловой скорости вращения

$$T_f = k_f \begin{bmatrix} \dot{\gamma} & \dot{\psi} & \dot{\vartheta} \end{bmatrix}^T,$$

где k_f – коэффициент сопротивления вращению в атмосфере. Гироскопический момент роторов вызван комбинацией вращения роторов и аппарата и выражается как

$$T_g = J_R \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \Omega & 0 & \dot{\gamma} \Omega \end{bmatrix}^T,$$

где $\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$ – суммарная угловая скорость роторов.

Момент возмущений обозначим как

$$T_d = \begin{bmatrix} \tau_x & \tau_y & \tau_z \end{bmatrix}^T.$$

Тогда для момента вращения аппарата для связанной СК запишется

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x,b} \\ \dot{\omega}_{y,b} \\ \dot{\omega}_{z,b} \end{bmatrix} = -J^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z,b} & \omega_{y,b} \\ \omega_{z,b} & 0 & -\omega_{x,b} \\ -\omega_{y,b} & \omega_{x,b} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x,b} \\ \omega_{y,b} \\ \omega_{z,b} \end{bmatrix} - J^{-1} (T_R + T_d + T_g) + J^{-1} \begin{bmatrix} L(P_4 - P_2) \\ D_1 - D_2 + D_3 - D_4 + I_g \\ L(P_1 - P_3) \end{bmatrix},$$

где J – матрица моментов инерции аппарата.

Предположения относительно роторов – их динамика в сравнении с динамикой самого аппарата является более быстросредействующей, поэтому динамикой роторов пренебрегаем, а так же считаем идентичными все роторы.

Зависимость угловой скорости ротора двигателя от сигнала управления считаем линейной и определяем как

$$\Omega_i = k_{dv} u_i,$$

где k_{dv} – коэффициент передачи электродвигателя, u_i – входной сигнал электродвигателя.

2. Синтез системы управления квадатора

Система управления аппаратом содержит несколько уровней (контуров) управления. Количество каналов управления равно числу управляемых роторов. Тогда для управления тангажом используем 1-й и 3-й ротор ($U_1 = +u_g, U_3 = -u_g$, u_g – сигнал управления в канале тангажа), для управления в крене соответственно 2-й и 4-й ($U_2 = +u_\gamma, U_4 = -u_\gamma$, u_γ – сигнал управления в канале крена), а для управления по высоте все четыре ротора:

$$U_1 = +u_H, U_2 = +u_H;$$

$$U_3 = +u_H, U_4 = +u_H,$$

где u_H – сигнал по высоте и курсу;

$$U_1 = -u_\psi, U_2 = +u_\psi;$$

$$U_3 = -u_\psi, U_4 = +u_\psi,$$

где u_ψ – сигнал по курсу.

Выделим уровни управления:

- *скоростной угловой* – управление по угловой скорости (скоростная обратная связь для демпфирования);

- *позиционный угловой* – управление по углам (обратная связь по разности углов крена, тангажа и курса);

- *скоростной линейный* – управление по линейной скорости (обратная связь по разности линейных скоростей в связанной СК);

- *позиционный линейный* – управление по местоположению аппарата (обратная связь по разности линейных перемещений в связанной СК). Во всех видах обратных связей разности формируются между текущим и заданным параметром управления.

Взаимодействие всех контуров показано на рис. 2.

Скоростной угловой уровень управления соответствует контурам демпфирования аппарата и использует угловые скорости вращения, формируемые в автопилоте датчиками вращения (микрогироскопами).

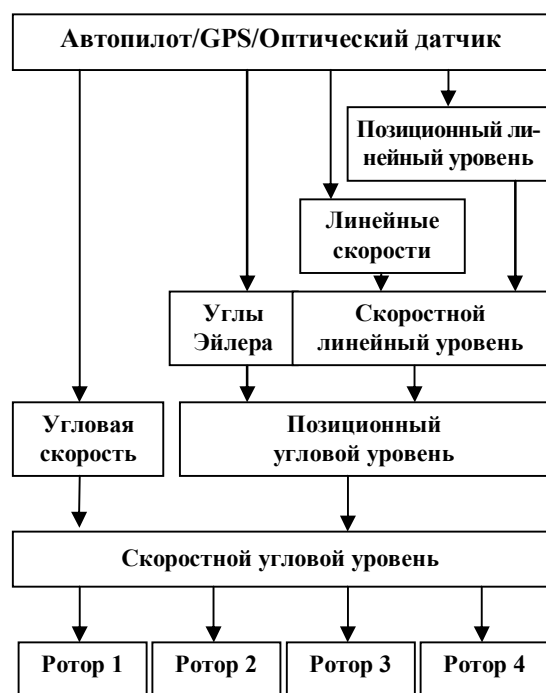


Рис. 2. Структура системы управления

Позиционный угловой уровень управления обеспечивает развороты аппарата на заданные углы, формируемые либо заданными величинами в директорном режиме со станции управления либо величинами высшего уровня – скоростного линейного уровня для задания поступательного движения аппарата. На этапе посадки заданные углы могут формироваться по видеоинформации.

Скоростной линейный уровень обеспечивает управление по разности текущей и заданной линейной скорости, которая формируется на уровне позиционного. На этапе посадки текущая скорость может формироваться по видеоинформации, как скорость относительно точки посадки. Эта особенность важна для осуществления посадки на подвижные платформы.

Позиционный линейный уровень управления обеспечивает перемещение аппарата в заданную точку пространства по разности текущего и заданного положений, определяемого маршрутом полета или задатчиком перемещения директорного управления или текущим смещением аппарата от точки посадки.

Синтез системы управления заключается в настройке коэффициентов законов управления всех уровней управления. Причем настройку или синтез можно производить по каждому каналу независимо друг от друга. Для более строгого решения задачи синтеза необходимо воспользоваться вначале линеаризацией динами движения аппарата, а затем известными методами, например, линейно-квадратического оптимального регулятора по выходу, оп-

ределить коэффициенты обратных связей. На этапе выполнения тестовых полетов возможно производить уточнение или подстройку коэффициентов обратных связей, обеспечивая при этом запас устойчивости, изменяя такие коэффициенты «на лету».

3. Оптический датчик ориентации и смещения от точки посадки

Построение такого датчика основано на использовании миниатюрных камер и специализированных вычислительных устройств, обеспечивающих обработку видеок кадров в реальном времени, например, оптический модуль OV7725 Low Light Color Camera Module или цифровая камера iCube USB2.0 Series NS1044BU. Такой датчик обеспечит формирование следующих параметров: углы ориентации камеры (аппарата) относительно места посадки БЛА путем сравнения текущего кадра камеры с фиксированным изображением, хранимого в памяти вычислителя; величины смещения камеры (аппарата) относительно центра места посадки в плоскости горизонта; величины масштабного множителя камеры, как аналога высоты камеры (аппарата) от плоскости места посадки.

Математическое обеспечение по формированию перечисленных параметров основано на разрешении уравнений перспективной проекции камеры, которые можно записать в виде [7]

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & s & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M^T & -M^T v \\ 0^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} = K \cdot I \cdot C^{-1} \cdot B,$$

где f_x, f_y, s, c_x, c_y – внутренние параметры камеры (фокус, масштаб, координаты центра); K – матрица внутренних параметров камеры; I – матрица проекций; C^{-1} – матрица движения камеры; v – вектор смещения камеры; M – матрица ориентации камеры относительно плоскости сцены; x, y – координаты точки на камере; X, Y, Z – координаты точки сцены, $B = [X \ Y \ Z \ 1]^T$.

При знании координат сопряженных точек двух изображений (не менее 6-ти) можно определить параметры перспективной проекции – углы ориентации по элементам матрицы M (девять параметров), смещения в плоскости оптической сцены (два параметра) и масштаба (один). Особенность в разрешении задачи параметров перспективной проекции заключается в нахождении сопряженных точек на двух кадрах, которые могут не детектироваться в текущем изображении из-за изменения ос-

вещности, затененности и др. Поэтому используют специальные алгоритмы определения сопряженных точек, такие как, алгоритм Херриса, алгоритм яркостных точек и др. [7].

В практике поиска сопряженных точек на изображении стараются применять одновременно различные алгоритмы для увеличения количества таких точек и надежности их детектирования. Для систем посадки БЛА место посадки возможно «раскрасить» или «посветить» для надежного определения сопряженных точек.

4. Моделирование режима посадки

Моделирование динамики аппарата и динамики управления на этапе посадки проводилось по данным из табл. 1 в системе МАТЛАБ.

Таблица 1

Параметры квадрантора

Параметр	Обозначение	Величина	Ед. изм.
Масса	m	4.493	кг
Длина плеча	L	0.38	м
Момент инерции ротора	J_R	$1.46e^{-3}$	кг/м ²
Момент инерции аппарата	J_{xx}, J_{zz}	0.177	кг/м ²
Момент инерции аппарата	J_{yy}	0.334	кг/м ²
Радиус пропеллера	R	0.228	м
Коэффициент электродвигателя	k_{dv}	0.0013	-
Коэффициент демпфирования в атмосфере	k_a	1	Нс/м
Коэффициент сопротивления вращению в атмосфере	k_f	0.35	Нмс

Полная нелинейная динамика квадрантора реализована в системе МАТЛАБ со всеми уровнями управления. Предварительные коэффициенты обратных связей определены по передаточным функциям изолированных каналов управления (крена, тангажа, высоты и курса).

Задача моделирования динамики системы управления состояла в исследовании качества переходных режимов каналов управления и влияния частоты обработки кадров видеоинформации на управление при посадке. Время моделирования равнялось 80 сек, на 10-й сек начинался разворот по курсу на 1 рад, а с 20-й сек происходило перемещение аппарата на 10 м в двух направлениях. Режим посадки начинался с 50 сек и уже к 70-й секунде заканчивался.

Время переходного процесса в канале курса составляло всего 3 сек и аппарат занимал заданное угловое положение с нулевой статической ошибкой. Переходные процессы при управлении квадрантором в плоскости горизонта (перемещение на 10 м в двух направлениях) длилось 25 сек, когда наступает успокоение в угловом движении, а далее перемещение происходит с постоянной линейной скоростью.

Заметим, что линейное перемещение происходит при малых углах наклона, когда линейные законы управления для нелинейного объекта обеспечивают запас устойчивости.

Режим снижения высоты на посадке показан на рис. 3 – 5 для ненулевого начального вектора угловых скоростей, что подтверждает удовлетворительные переходные процессы для углов и линейных скоростей.

Моделирование системы управления квадрантором с оптическим датчиком заключалось в установлении допустимой частоты обновления выходных данных оптического датчика при формировании углов ориентации и линейной скорости перемещения.

Результаты моделирования с частотой дискретизации 2 Гц для углов ориентации и смещения показаны на рис. 5. Установлено, что для принятой динамики аппарата из табл. 1 качество управления при посадке сохранялось с частотой обновления до 5 Гц. Поэтому, выбор цифровой камеры и методов обработки кадров изображений должны ориентироваться на возможную продолжительность обработки не более 200 мсек.

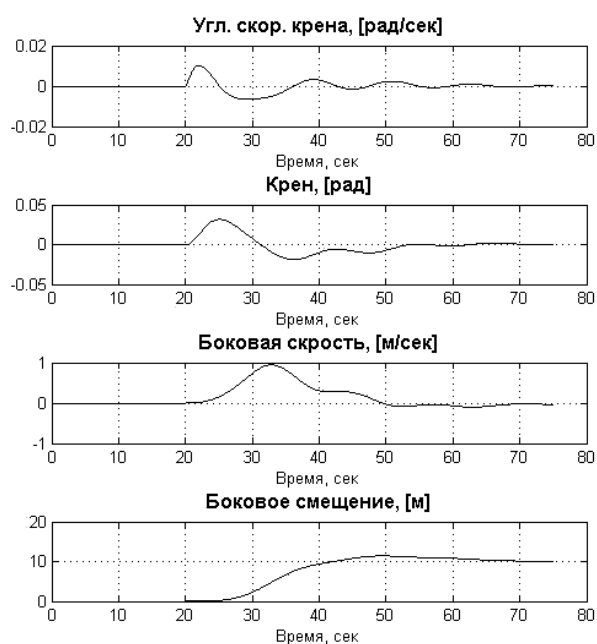


Рис. 3. Переходные процессы в канале крена с частотой дискретизации углов ориентации 100 Гц

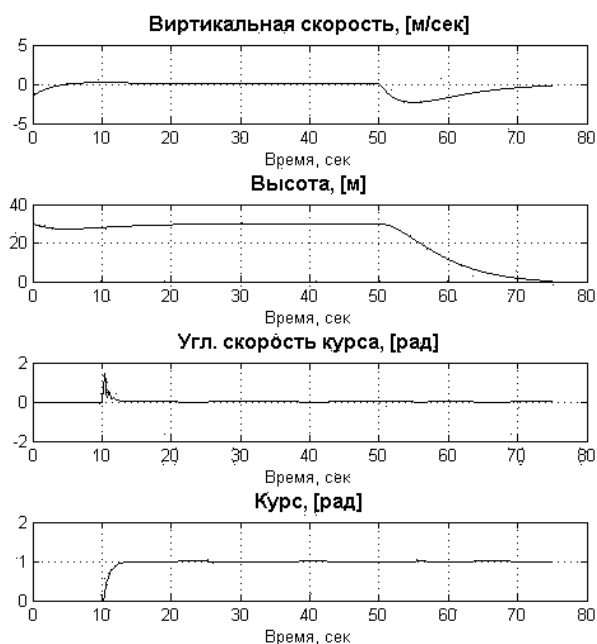


Рис. 4. Переходные процессы в каналах курса и высоты с частотой дискретизации углов ориентации 100 Гц

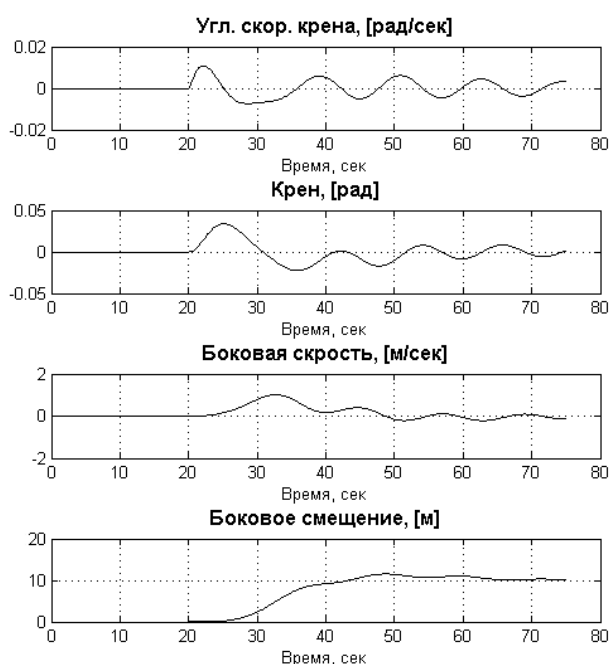


Рис. 5. Переходные процессы в канале крена с частотой дискретизации углов ориентации 2 Гц по оптическому датчику

Заключение

БЛА вертикального взлета и посадки имеют определенные преимущества перед аппаратами самолетного типа, если решаемые задачи находятся

в близкой зоне облета. Для БЛА самолетного типа задача автоматической посадки решается через парашютную систему, в то время как для аппаратов ВВП данная задача является техникой более сложной. Предлагается использовать для автоматической посадки БЛА типа квадросатора цифровую видеокамеру как измерительное средство углов ориентации аппарата относительно места посадки, используя изображение места посадки для сравнения с текущим кадром камеры. На основе модели перспективной проекции видеокамеры и координат сопряженных точек возможно определить угловую ориентацию аппарата относительно плоскости места посадки, а так же смещение и высоту. Для надежности определения сопряженных точек необходимо повысить число яркостных участков кадра изображения путем «раскраски» или «подсветки» места посадки.

Изучена и промоделирована динамика квадросатора, как разомкнутой так и замкнутой системы на этапе посадки. При моделировании выявлено, что заметное ухудшение качества управления квадросатором можно получить при неидентичности роторов, как устройств - пропеллер плюс электродвигатель. Возникающее в этом случае различие угловых скоростей роторов, особенно при их раскрутке, увеличивают влияние гироскопического момента роторов на перекрестные связи каналов и ухудшают качество управления с уменьшением запасов устойчивости. Для снижения влияния гироскопического эффекта на управляемость необходимо обеспечивать идентичность роторов их подборкой или проведения идентификации с высокой точностью, что бы в дальнейшем программно учесть эту неидентичность.

Реализация модели системы управления и нелинейной модели аппарата на этапе посадки позволила установить предельное влияние частоты обновления данных по видеокамере, что определило требования к цифровым камерам по обработке видеоизображений. Подход выбора параметров цифровых датчиков с использованием математического моделирования обоснован нелинейной динамикой квадросатора, которая является существенной для исполнительных органов управления – роторов.

Литература

1. *Microdrones [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.microdrones.com/en_distributors.php, <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x6/features/>.*

2. *Лисейцев Н.К. Перспективы и проблемы применения техники вертикального взлета для беспилотных ЛА [Электронный ресурс] – Режим дос-*

myна: <http://www.mai.ru/conf/aerospace/internetconf/modules.php?name=Forums&file=viewtopic&t=285>.

3. Беспилотные летательные аппараты [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://taskt.ru/equipment/bla/detail.php?ID=1448>.

4. Roke [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.roke.co.uk>.

5. Goela Rahul. Modeling, Simulation and Flight Testing of an Autonomous Quadrotor / Rahul Goela, Sapan M. Shahb, Nitin K. Gupta, I. N. Ananthkrishnan. – Proceedings of ICEAE, 2009. – P. 31-36.

6. Pounds P. System Identification and Control of an Aerobot Drive System / P. Pounds, R. Mahony and P. Corke. In Proc. of Information, Decision and Control, Adelaide, Australia, 2007.

7. Грузман И.С. Цифровая обработка изображений в информационных системах: учебное пособие / И.С. Грузман, В.С. Киричук, В.П. Косых, Г.И. Перетягин, А.А. Спектор. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2000. – 168 с.

Поступила в редакцию 17.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой авиационных приборов и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УПРАВЛІННЯ КВАДРОТОРОМ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ

В.І. Кортунів, Хуссейн М. Ватік

У статті розглянута задача автоматичної посадки БЛА вертикального зльоту і посадки типу квадро-ротора з використанням відеоінформації від оптичних датчиків. Наведено динаміка руху такого типу апаратів, досліджені особливості управління такими об'єктами та синтезовано структура системи управління. У складі системи управління передбачається використання відеокамери, як датчика кутового положення апарату відносно місця посадки, який визначає кути та зміщення через параметри проективного перетворення відеокамери. На етапі моделювання управлінням квадро-ротором досліджено вплив частоти обробки кадрів відеоінформації на якість управління.

Ключові слова: квадро-ротор, управління, посадка, літальний апарат, синтез системи управління, відеоуправління.

QUAD-ROTOR CONTROL AT THE LANDING STAGE

V.I. Kortynov, Hussein M. Wathik

In this article is considered the problem of vertical take-off UAV automatic landing and quad-rotor type landing using video information from optical sensors. Is showed this type crafts movement dynamic, studied the specific features of such facilities control and the control system structure is designed. As a part of a control system it is supposed to use a video camera, as the gauge of angular position of the device concerning the place of landing defining corners and displacement through parameters of projective transformation of a video camera. At the simulation stage of quad-rotor management is studied the affection of video frames frequency processing on the quality of control.

Key words: quad-rotor, control, landing, aircraft, control systems synthesis, vision responsive control.

Кортунів Вячеслав Іванович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедри приёма, передачи и обработки сигналов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Хуссейн М. Ватик – аспирант кафедры информатики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.396.962

И.В. БУНЯЕВА, А.П. ВЕРЕЩАК, В.В. ПИСКОРЖ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ЦИФРОВАЯ ОБРАБОТКА СИГНАЛОВ В БИСТАТИЧЕСКОМ РАДИОМЕТРЕ С АПЕРТУРНЫМИ АНТЕННАМИ

Рассмотрена задача синтеза алгоритма цифровой обработки сигналов в бистатическом радиометре с апертурными антеннами. В статье получен алгоритм цифровой обработки радиотепловых сигналов, рассмотрены пути его практической реализации, сформулированы требования к пропускной способности радиолинии межспутниковой связи. Цифровая обработка радиотепловых сигналов реализуется в частотной области в несколько этапов. Взаимный спектр радиотепловых сигналов формируется с использованием процедуры быстрого преобразования Фурье (БПФ). Основные параметры системы обработки демонстрируются на иллюстративных примерах.

Ключевые слова: бистатический радиометр, дискретное преобразование Фурье (ДПФ), быстрое преобразование Фурье (БПФ), цифровая обработка, радиотепловые сигналы.

Введение

В настоящее время для дистанционного зондирования поверхности Земли из космоса широкое применение находят пассивные радиометрические системы, измеряющие распределение интенсивности радиотеплового излучения поверхности в различных участках спектра электромагнитного излучения. При этом наиболее эффективными оказываются системы, использующие в качестве антенн разреженные антенные решетки. Для достижения высокой разрешающей способности радиометрических систем с антенными решетками оказывается целесообразным размещение элементов решетки на отдельных космических платформах. При этом снимаются конструктивные ограничения на размеры антенных решеток и разрешающую способность соответствующих радиометрических систем [1].

Простейшим вариантом многопозиционной радиометрической системы является рассмотренный в [1] бистатический радиометр с апертурными антеннами на концах базы. В цитируемой работе получены алгоритмы оптимальной обработки сигналов в системах такого типа, ориентированные на реализацию их с помощью аналоговых устройств. Они сложнее алгоритмов, используемых в типовых радиометрах, что является естественной платой за определенное улучшение качественных показателей данных радиометрических систем. Реализация таких алгоритмов возможна только с широким привлечением методов и устройств цифровой обработки сигналов.

Данная статья как раз и посвящена синтезу цифровых алгоритмов обработки сигналов в бистатическом радиометре с апертурными антеннами.

1. Постановка задачи

В [1] получены алгоритмы оптимальной обработки сигналов в бистатическом радиометре, ориентированные на реализацию их с помощью аналоговых устройств. В качестве основной операции в этом алгоритме предполагается формирование достаточной статистики $Z_n(x)$:

$$Z_n(x) = \left| \int_{x/v}^{x/v+T} \tilde{U}_1(t) \tilde{U}_2^*[t + \tau(y_n)] dt \right|, \quad (1)$$

$$|y_n| \leq Y/2.$$

Необходимо получить дискретный алгоритм формирования функции $Z_n(x)$, удобный для реализации аппаратно-программными цифровыми средствами.

2. Синтез цифрового алгоритма

Вначале выполним дискретизацию и некоторые преобразования исходного аналогового алгоритма обработки.

Практически формируются значения модуля взаимно корреляционного интеграла

$$Z_n(x_1) = Z(x_1, y_n)$$

для дискретной последовательности координат $x_1 = l\Delta x$, $y_n = n\Delta y$ из области определения $Z(x, y)$. Интервалы Δx и Δy дискретизации выбираются, обычно, равными разрешающей способности радиометрической системы по соответствующим координатам. Развертка изображения по оси x осуществляется за счет движения космических аппаратов по орбите.

С практической точки зрения удобно интервал накопления разбить на N соприкасающихся подин-

тервалов, длительностью

$$\delta T = T / N = \Delta x / v / N.$$

С учетом сказанного, формула (1) преобразуется к следующему виду:

$$Z_n(l\Delta x) = \left| \sum_{p=1N}^{(l+1)N} \int_{p\delta T}^{(p+1)\delta T} \tilde{U}_1(t) \tilde{U}_2^*[t + \tau(n\Delta y)] dt \right| = \left| \sum_{p=1N}^{(l+1)N} \dot{Y}_{np} \right|, |y_n| \leq Y/2, \quad (2)$$

где $\dot{Y}_{np}$ – результат интегрирования на p -м подинтервале длительностью δT :

$$\dot{Y}_{np} = \int_{p\delta T}^{(p+1)\delta T} \tilde{U}_1(t) \tilde{U}_2^*[t + \tau(n\Delta y)] dt, \quad (3)$$

Кроме того, в (2) и (3) выражение для вводимой во второй сомножитель задержки имеет следующий вид:

$$\tau(y) = \frac{Dy}{c\sqrt{H^2 + y^2}}, \quad (4)$$

где H – высота орбиты группировки спутников.

Фигурирующие в (3) отрезки случайных процессов представим на интервале интегрирования рядами Фурье

$$\begin{cases} \tilde{U}_1(t) = \sum_{k=0}^{M-1} \dot{F}_{1k}^p \exp\left[j2\pi \frac{k}{\delta T} t\right]; \\ \tilde{U}_2(t + \tau(n\Delta y)) = \sum_{k=0}^{M-1} \dot{F}_{2k}^p \exp\left[j2\pi \frac{k}{\delta T} \tau(n\Delta y)\right] \exp\left[j2\pi \frac{k}{\delta T} t\right], \end{cases} \quad (5)$$

$$t \in (p\delta T, (p+1)\delta T).$$

Коэффициенты рядов (5) определяются известным соотношением:

$$\dot{F}_{ik}^p = \frac{1}{\delta T} \int_{p\delta T}^{(p+1)\delta T} \tilde{U}_i(t) \exp\left[-j2\pi \frac{k}{\delta T} t\right] dt, \quad (6)$$

$$k = \overline{0, M-1}, M =]2F\delta T[.$$

Отметим, что протяженность интервала δT разложения обрабатываемых процессов в ряд Фурье должна выбираться из условия

$$\delta T \gg \tau_{\max} = \tau(Y/2), \quad (7)$$

позволяющего с достаточной для практики точностью при вычислении отсчетов спектра задержанного процесса в (6) использовать замену переменной интегрирования $t_1 = t + \tau(y)$ без изменения пределов интегрирования.

Ориентируясь на дальнейшую практическую реализацию алгоритма обработки в цифровой форме, удобно в (6) сделать замену переменных $t = t - p\delta T$, в результате которой выражение для коэффициентов

рядов Фурье примет следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{F}_{ik}^p &= \frac{1}{\delta T} \int_0^{\delta T} \tilde{U}_i^p(t - p\delta T) \exp\left[-j2\pi \frac{k}{\delta T} t\right] dt \times \\ &\quad \times \exp\left[-j2\pi \frac{kp\delta T}{\delta T}\right] = \\ &= \frac{1}{\delta T} \int_0^{\delta T} \tilde{U}_i^p(t - p\delta T) \exp\left[-j2\pi \frac{k}{\delta T} t\right] dt, \\ &\quad k = \overline{0, M-1}, M =]2F\delta T[. \end{aligned} \quad (8)$$

В (6) и (8) оператор $]x[$ означает взятие целой части от числа x , кроме того, в (7) учтено, что $\exp[-j2\pi kp] = 1$, а символом $\tilde{U}_i^p(t)$ обозначен отрезок реализации обрабатываемого процесса, начинающийся в момент времени $t = p\delta T$ и заканчивающийся в момент времени $t = (p+1)\delta T$.

Подставляя (5) в (3) и выполняя интегрирование с учетом взаимной ортогональности базисных функций ряда Фурье, получаем

$$\dot{Y}_{np} = \sum_{k=0}^{M-1} \dot{F}_{1k}^p \dot{F}_{2k}^{p*} \exp\left[j2\pi \frac{k}{\delta T} \tau(n\Delta y)\right]. \quad (9)$$

Окончательный алгоритм обработки радиотепловых сигналов получается подстановкой (9) в (2):

$$\begin{aligned} Z_n(l\Delta x) &= \\ &= \left| \sum_{k=0}^{M-1} \left(\sum_{p=1N}^{(l+1)N} \dot{F}_{1k}^p \dot{F}_{2k}^{p*} \right) \exp\left[j2\pi \frac{k}{\delta T} \tau(n\Delta y)\right] \right| = \\ &= \left| \sum_{k=0}^{M-1} \dot{F}_{12k}^l \exp\left[j2\pi \frac{k}{\delta T} \tau(n\Delta y)\right] \right| = |\dot{Z}_n(l\Delta x)|, \\ &\quad |n\Delta y| < Y/2, \end{aligned} \quad (10)$$

где $\dot{F}_{12k}^l$ – скользящая оценка взаимного спектра обрабатываемых процессов на интервале накопления $t \in (lT, (l+1)T)$, длительностью T .

$$\dot{F}_{12k}^l = \sum_{p=1N}^{(l+1)N} \dot{F}_{1k}^p \dot{F}_{2k}^{p*}. \quad (11)$$

Алгоритм (10) реализует обработку радиотепловых сигналов в частотной области. В самом деле, содержанием первого этапа обработки (выражение (6) или (8)) является перевод обрабатываемых процессов в частотную область. По сути, коэффициенты ряда Фурье отрезков реализаций обрабатываемых процессов являются отсчетами реализаций комплексных Фурье – спектров, периодограммами этих отрезков.

На втором этапе производится формирование скользящей (точнее – скачущей) оценки взаимного спектра обрабатываемых реализаций, усредненной за время накопления (формула (11)).

Наконец, на третьем этапе формируется статистика $Z_n(l\Delta x)$ в соответствии с выражением (10),

очень похожим, по крайней мере, по отношению к переменной $\tau(n\Delta y)$, на модуль дискретного (точнее, дискретизированного) преобразования Фурье (ДПФ) и оценка $\tilde{N}_n(l\Delta x)$ спектральной плотности потока мощности излучения элемента разрешения с координатами $(l\Delta x, n\Delta y)$, равная ([1]):

$$\tilde{N}_n(l\Delta x) = \frac{Z_n(l\Delta x)}{4(M \cdot N + 1)} - \frac{N_0}{2}. \quad (12)$$

Полученные выше оптимальные алгоритмы обработки радиотепловых сигналов ориентированы на реализацию их с помощью аналоговых устройств.

На практике, однако, аппаратные ошибки аналоговых систем, реализующих описанные процедуры, могут существенно превышать теоретически предельные. В связи с этим, везде, где это возможно, аналоговую обработку стремятся заменять цифровой.

Из известных и обоснованных методов синтеза цифровых алгоритмов обработки [2], мы будем использовать метод, основанный на преобразовании в цифровую форму аналоговых оптимальных алгоритмов типа (1) - (3), (6), (8). При этом один из основных этапов преобразования состоит в дискретизации фигурирующих в них непрерывных функций $\tilde{U}_i^p(t)$, т.е. в представлении их в некотором, желательно ортогональном базисе функций $\{\varphi_r(t)\}$. Алгоритмы (10) - (12), реализуемые на втором и третьем этапах обработки уже дискретные. Поэтому речь должна идти только о дискретизации аналогового алгоритма (8) первого этапа обработки. Независимо от вида $\{\varphi_r(t)\}$ аналоговый алгоритм (8) приобретает следующий вид:

$$\dot{E}_{ik}^p = \frac{1}{\delta T} \sum_{r=0}^R \tilde{U}_{ir}^p \dot{\sigma}_{kr}, \quad (13)$$

$$k = \overline{0, M-1}, M = \lceil 2F\delta T \rceil$$

где $\tilde{U}_{ir}^p$, $\dot{\sigma}_{kr}$ – коэффициенты при r -й координатной функции $\varphi_r(t)$, полученные при разложении фигурирующих в (8) обрабатываемого процесса и комплексной экспоненты в ряд; R – число членов ряда, требуемое для приближения результата обработки $\dot{E}_{ik}^p$ с достаточной для практики точностью.

Чаще всего для дискретизации используется теорема Котельникова, в которой

$$\sin c 2\pi F(t - r\Delta t), \quad (14)$$

где F – верхняя частота в спектре сигнала;

$$\Delta t \leq 1/(2F); \sin c(x) = \sin(x)/x.$$

При этом $\tilde{U}_{ir}^p$, $\dot{\sigma}_{kr}$ – являются просто значениями (отсчетами) соответствующих функций в моменты времени $t = r\Delta t$, а алгоритм (13) при $R = M$ пре-

образуется в широко известную формулу дискретного преобразования Фурье (ДПФ):

$$\begin{aligned} \dot{E}_{ik}^p &= \frac{1}{2F\delta T} \sum_{r=0}^R \tilde{U}_i^p(r\Delta t - p\delta T) \exp \left[-j2\pi \frac{kr\Delta t}{\delta T} \right] = \\ &= \frac{1}{M} \sum_{r=0}^M \tilde{U}_i^p(r\Delta t - p\delta T) \exp \left[-j2\pi \frac{kr}{M} \right], \\ &k = \overline{0, M-1}, M = R = \lceil 2F\delta T \rceil. \end{aligned} \quad (15)$$

С точки зрения простоты реализации рассмотренных алгоритмов обработки, целесообразно числа M и N выбирать равными степени двойки.

3. Некоторые вопросы практической реализации бистатистических радиометрических систем

Ориентируясь на примеры радиометрических систем дециметрового и миллиметрового диапазонов длин волн, рассмотренные в [1], определим численные значения параметров полученных алгоритмов обработки. При этом отметим, что размерность ДПФ M необходимо выбирать в 4 – 8 раз большей числа элементов разрешения, уместающихся в полосе обзора. В самом деле, умножением неравенства (7) слева и справа на $2F$ его можно преобразовать с учетом (6) к следующему виду:

$$M \gg \frac{Y}{2\Delta y}, \text{ или } M = (4-8) \frac{Y}{\Delta y}. \quad (16)$$

Кроме того, сформулируем требования к пропускной способности радиолинии межспутниковой связи, которые определяются полосой частот приемных трактов радиометров и разрядностью АЦП. В широкополосных радиометрических системах, как космического, так и наземного базирования, в которых отношение сигнал/шум по мощности намного меньше единицы, широко применяют бинарное квантование отсчетов смеси сигнала и шума. При этом в последующую обработку передается единица, если отсчет больше нуля и ноль, если отсчет меньше нуля. Бинарное квантование отсчетов значительно упрощает их цифровую обработку, а возникающие при этом потери [3] носят энергетический характер (ухудшается отношение сигнал/шум) и невелики – порядка 1 дБ. При использовании бинарного квантования отсчетов Котельникова пропускная способность радиолинии межспутниковой связи должна быть не хуже $2(2F)$ бит/с, здесь $2F$ – полоса радиоприемных трактов в герцах. Результаты расчетов для двух типов систем сведены в табл. 1. Из табл. 1 видно, что требуемые параметры систем цифровой обработки вполне реализуемы на современном уровне развития техники цифровой обработки сигналов. При этом целесообразно первые, наиболее быстродействующие этапы обработки, а именно – перевод сигналов в частотную

область и формирование взаимного спектра обрабатываемых процессов выполнять аппаратно, специализированным процессором (возможно, с привлечением алгоритмов быстрого преобразования Фурье (БПФ)). Последующие этапы обработки могут быть реализованы программно универсальным вычислительным устройством. На программном же уровне может выполняться и процедура аподизации ПЧХ радиометрической системы.

Таблица 1

Результаты расчетов для двух типов систем

Параметры системы цифровой обработки	L-диапазон	мм-диапазон
Ширина полосы частот $2F$, МГц	19	400
Длительность интервала обработки T , с	6	0,6
Размерность ДПФ $M \geq Y/\Delta y$	128	256
Время выполнения ДПФ $\delta T = M/2F$, мкс	6,72	0,64
Параметр некогерентного накопления $N = T/\delta T$	1×10^6	1×10^6
Пропускная способность радиолинии межспутниковой связи, Мбит/с	38	800

Функциональная схема блока цифровой обработки (БЦО) приведена на рис. 1 в составе упрощенной функциональной схемы бистатической радиометрической системы с апертурными антеннами.

Система состоит из двух апертурных антенн A_1 и A_2 , размещенных на двух аэрокосмических платформах. К этим антеннам подсоединены идентичные приемные тракты с квадратурными выходами и эффективной шумовой полосой пропускания фильтров Φ , равной $2F$. Частоты гетеродинов ОГ1 и ОГ2 приемных трактов сведены так, чтобы на интервале накопления разность фаз колебаний гетеродинов была практически постоянной, т.е. $|\delta f T| \ll 1$, где δf – допустимая абсолютная расстройка частот гетеродинов. Отсчеты сигналов с выходов первого приемника, после дискретизации и аналого-цифрового преобразования, передаются с помощью цифровой связной радиолинии (передатчик с модулятором (Пер.), пара связных антенн и приемник с демодулятором (Пр.)) в аппаратуру обработки на вторую платформу. Обработка осуществляется в соответствии с алгоритмом (8), (10) – (12). Комплексные отсчеты $\tilde{U}_1^p(r\Delta t)$ смеси шумов и радиотепловых сигналов, принятых различными антеннами, поступают на соответствующие входы блоков 1 ДПФ. В этих блоках непрерывно выполняется дискретное преобразование Фурье поступающих отсчетов (группами по M отсчетов, p – номер обрабатываемой группы – так называемое «скачущее» ДПФ) в соответствии с выражением (8). В следующем блоке 2 на интервале времени длительностью T осуществляется формирование оценки взаимного спектра $\hat{F}_{12k}^I$ обрабатываемых процессов в соответствии формулой (11).

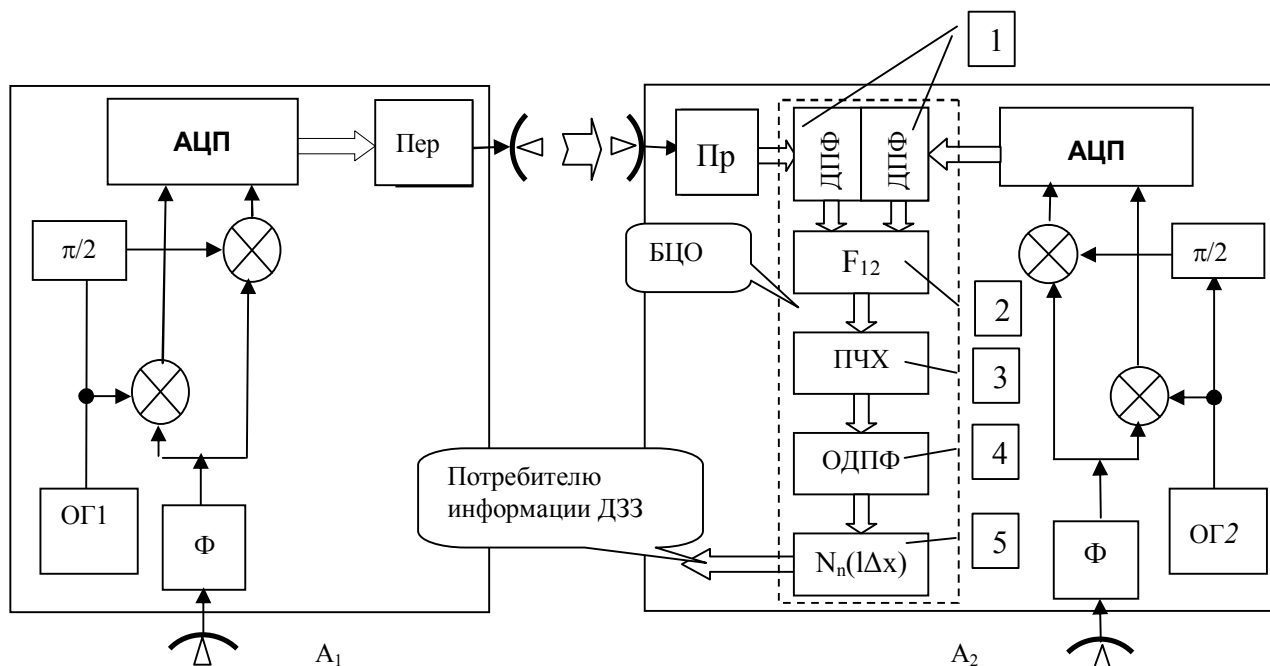


Рис. 1. Упрощенная функциональная схема бистатической радиометрической системы с апертурными антеннами

Обновление оценок происходит каждые T секунд. В блоке 3 выполняется коррекция пространственно-частотной характеристики системы путем умножения отсчетов $\hat{F}_{12k}^l$ взаимного спектра на отсчеты аподизирующей функции окна, а также на коэффициенты, учитывающие (компенсирующие) неидентичности трактов приема радиотепловых сигналов. В блоке 4 с использованием соотношения (10) определяются оценки отсчетов комплексного корреляционного интеграла $\hat{Z}_n(l\Delta x)$. Формирование финальной оценки яркости, точнее, спектральной плотности мощности излучения $\hat{N}_n(l\Delta x)$ элемента разрешения происходит в блоке 5 в соответствии с формулой (12).

Заключение

Получены простые в реализации алгоритмы цифровой обработки радиотепловых сигналов в бистатических радиометрах для исследования Земли из космоса. На примере радиометрических систем

дециметрового и миллиметрового диапазонов длин волн показано, что требуемые параметры систем цифровой обработки вполне реализуемы на современном уровне развития техники цифровой обработки сигналов.

Литература

1. Буняева И.В. Потенциальные возможности радиометрических систем дистанционного зондирования земли на основе использования группировки спутников/ И.В. Буняева, А.П. Верещак, А.А. Зеленский // Радиотехника. – 2006. – Вып. 144. – С. 258-268.
2. Фалькович С.Е. Оптимальный прием пространственно-временных сигналов в радиоканалах с рассеянием./ С.Е. Фалькович, В.И. Пономарев, Ю.В. Шварко. – М.: Радио и связь, 1989. – 296 с.
3. Пискорж В.В. Радиометрические системы с синтезированием апертуры для исследования природных ресурсов Земли из космоса / В.В. Пискорж, В.М. Кирилюк, А.П. Верещак // Космічна наука і технологія. – 1995. – № 2. – С. 15-23.

Поступила в редакцию 20.01.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ЦИФРОВА ОБРОБКА СИГНАЛІВ У БІСТАТИЧНОМУ РАДІОМЕТРІ З АПЕРТУРНИМИ АНТЕНАМИ

І.В. Буняєва, О.П. Верещак, В.В. Піскорж

Розглянуто завдання синтезу алгоритму цифрової обробки сигналів у бістатичному радіометрі з апертурними антенами. У статті отриманий: алгоритм цифрової обробки радіотеплових сигналів, розглянуті шляхи його практичної реалізації, сформульовані вимоги до пропускну здатності радіолінії міжспутникового зв'язку. Цифрова обробка радіотеплових сигналів реалізується в частотній області в кілька етапів. Взаємний спектр радіотеплових сигналів формується з використанням процедури швидкого перетворення Фур'є (ШПФ). Основні параметри системи обробки демонструються на ілюстративних прикладах.

Ключові слова: бістатичний радіометр, дискретне перетворення Фур'є, швидке перетворення Фур'є, цифрова обробка, радіотеплові сигнали

DIGITAL SIGNAL PROCESSING IN BISTATIC RADIOMETERS WITH APERTURE ANTENNAS

I.V. Bunyeva, A.P. Vereshchak, V.V. Piskorz

Synthesis of digital signal processing algorithm in bistatic radiometers with aperture antennas are presented in this paper. It is defined the digital radiometric signals processing algorithm. The ways of embedding this algorithm are discussed. Requirements for intersatellite radio link capability are formulated. Digital radiometric signals processing algorithm is realized in frequency domain. The cross spectrum of radiometric signals is calculated by FFT. Illustrative examples are presented.

Key words: bistatic radiometer, DFT, FFT, digital signal processing, radiometric signals

Буняева Ирина Владимировна – канд. техн. наук, ст. преп. каф. основ компьютерного конструирования, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: irinabunyeva@mail.ru

Верещак Александр Петрович – д-р техн. наук, проф., директор ОАО „АО НИИРИ”, Харьков, Украина.

Пискорж Владимир Викторович – д-р техн. наук, проф., главн. научн. сотр. ОАО „АО НИИРИ”, Харьков, Украина.

УДК 621.396.96 : 621.371.3

А.И. КРАВЧЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

УПРОЩЕННЫЙ ЦИФРОВОЙ МЕТОД И АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ «УСЛОВНОГО» СТАТИСТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ОТРАЖЕНИЯ ПРОТЯЖЕННОГО МОРСКОГО ОБЪЕКТА

В работе приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований определения координатных «блужданий» по дальности «условного» статистического центра отражения «активного» радиолокационного изображения, сформированного по эвристическому правилу выделения ограниченной группы смежных бинарных групп по дальности и азимуту по данным реальных измерений. Определяемые в соответствии с разработанными цифровыми алгоритмами координаты морского объекта не содержат погрешностей, вносимых взволнованной морской поверхностью.

Ключевые слова: объект, алгоритмы, метод, центр, отражение, изображение, точка, траектория, моделирование, активная группа, радиолокатор, азимутальная координата

Введение

Задача определения координат протяженных объектов, к числу которых относятся авиационно-космические и морские объекты, геометрические размеры которых больше или существенно больше импульсного разрешающего объема радиолокационной станции, рассматриваемая в контексте проблемы оптимизации координатных измерений, является важной и актуальной.

Следует особо отметить, что основной целью координатных измерений авиационно-космических объектов является возможность автоматического управления объектом поскольку его геометрический профиль менее сложен, чем геометрический профиль морского объекта.

Цель координатных измерений протяженных морских объектов (морских судов) состоит в обеспечении информационной поддержки служб регулирования движением судов в прибрежных морских регионах.

В качестве координатной привязки морского судна, используемой в практической навигации широкое применение находит статистический центр отражения (СЦО) радиолокационного изображения объекта [1, 2], радиолокационный центр оконтуренного радиолокационного изображения [3] и другие способы оценки координат протяженного объекта [4].

В настоящей работе предлагается и исследуется простой, по мнению автора, метод и алгоритм определения СЦО, использующий геометрический подход к формированию и обработке бинарного радиолокационного изображения морского судна.

Цель работы: на теоретическом уровне статистического подхода решить задачу разработки оптимального и квазиоптимального алгоритмов определения азимутальной и дальномерной координат СЦО; на основе реальных данных проводки морского судна, исследовать погрешности (блуждания) СЦО.

Основное содержание

Пусть наблюдается радиолокационное изображение протяженного объекта в виде произвольного ограниченного набора «блестящих» точек в прямоугольной системе координат с началом в точке наблюдения объекта.

Для общего случая цифровой сигнальной модели размером $N \cdot M$ точек, где N - число точек вдоль координаты дальности, а M - число точек координаты азимута.

В [1] получены оптимальные алгоритмы определения азимутальной и дальномерной координат статистического центра отражения (СЦО):

$$V_{\text{opt } M} = \frac{\sum_M I_{0M}^0 v(\text{opt } n)_M}{\sum_M I_{0M}^0}; \quad (1)$$

$$D_{\text{opt } N} = \frac{\sum_N I_{0N}^0 D(\text{opt } n)_N}{\sum_N I_{0N}^0}, \quad (2)$$

где $V_{\text{opt } M}$ – оптимальная оценка азимута по M блестящим точкам;

$D_{opt N}$ – оптимальная оценка дальности по N блестящим точкам;

I_{0M}^0, I_{0N}^0 – соответствующие интенсивность радиолокационных отражений от дальномерных и азимутальных блестящих точек;

$v(opt n)_M, D(opt n)_N$ – оптимальные оценки азимута и дальности в M и N точках соответственно;

n – количество единичных замеров азимута и дальности в любой из M и N блестящих точках соответственно.

Введем стандартную интенсивность I_0^0 и нормируем соотношения (1) и (2).

Тогда:

$$V_{opt M} = \frac{\sum_M \alpha_M v(opt n)_M}{\sum_M \alpha_M}; \quad (3)$$

$$D_{opt N} = \frac{\sum_N \beta_N D(opt n)_N}{\sum_N \beta_N}. \quad (4)$$

Коэффициенты α_M и β_N для любой из M, N блестящих точек должны удовлетворять, по крайней мере двум основным условиям:

$$\alpha_M \geq 0, \beta_N \geq 0 \text{ и } \alpha_M < \infty, \beta_N < \infty.$$

При этом плотность распределения $P(\alpha)$, $P(\beta)$ должна соответствовать релеевской.

При движении протяженного объекта по произвольной плоской траектории, определяемой геометрической формой морского канала или фарватера, когда меняется азимутальное положение и дальность между протяженным объектом и радиолокационной станцией число блестящих точек M, N изменяется в каждом измерительном контакте, который обычно находится в пределах нескольких секунд.

Если предположить, что наиболее точное координатное положение СЦО определяется максимально возможным, а в пределе бесконечном количестве «блестящих» точек, то эффект блуждания будет определяться отклонением, т.е. ошибкой смещения СЦО при конкретно-наблюдаемом количестве блестящих точек в единичном измерительном контакте к максимальному количеству точек.

Выполненные в [3] исследования на уровне компьютерного моделирования показали, что в зависимости от ракурса движения протяженного объекта размерами 100 м по длине и 30 м по ширине величины максимального отклонения относительно

центра СЦО могут достигать 30 %, что составляет по длине судна $\Delta g \approx 30$ м и ширине $\partial B \approx 10$ м, что не противоречит теоретически-ожидаемым, полученным в [2].

Поскольку статистика флуктуаций интенсивностей (плотность распределения $W(I_{0M,N}^0)$) описывается квадратом распределения Релея [4], то и статистика флуктуаций коэффициентов α_M и β_N описывается тем же законом.

Проведенный анализ на теоретическом уровне, с учетом выполнения статистических закономерностей, описывающих флуктуационные характеристики блестящих точек при их неограниченном количестве естественно даст лучшие результаты по минимизации блуждания СЦО, используемого в качестве координатной привязки к корпусу морского судна, однако на практике такая ситуация не имеет места.

Одним из возможных вариантов достаточно просто реализуемых может быть следующий.

Поскольку задача определения неизвестных весовых коэффициентов может быть решена на основе специальной (эвристической) методики обработки реальных радиолокационных изображений, получаемых для определенного класса судов, подбора участка траектории, выбора благоприятных метеословесных и состояния моря, то она сама представляет отдельное, достаточно-сложное исследование.

Т.о. не прибегая к решению задачи определения неизвестных коэффициентов α_M, β_N в выражениях (3) и (4), следует положить их равными 1, а само радиолокационное изображение формировать путем выбора «активных» групп последовательно обнаруженных бинарных сигналов по азимуту и дальности.

Под активной группой будем считать максимально-обнаруживаемое количество «1» по азимуту и дальности, задаваемое заранее, исходя из априорных знаний о геометрических характеристиках морского судна. При этом минимальное число «1» по азимутальному и дальномерному направлениям $K_{min} \leq 2$. Тогда $K_{max} \geq K_{min} + 1$ или 2 и т.д.

При заданных уровнях амплитудного квантования просматриваются все дальномерные ячейки радиолокационного изображения на выходе аналого-цифрового преобразователя (АЦП), затем на следующем и т.д. до тех пор, пока обнаруженная сигнальная группа $K_i^1 = K_{max}$.

Такая же процедура осуществляется по азимутальным ячейкам квантования $K_i^a = K_{max}^a$. Остальные «1» в обнаруженных активных группах не учитываются, т.е. полученное таким образом синтезированное радиолокационное изображение будет со-

держат A_K активных групп по азимуту и D_K активных групп по дальности. Максимальное значение, достигаемое при формировании бинарного радиолокационного изображения количество групп по азимуту и дальности может составить

$$A_{K \max} = \frac{B}{\Delta\varphi}, D_{K \max} = \frac{L}{\Delta R}, \quad (5)$$

где B – ширина, L – длина протяженного объекта; $\Delta\varphi$ – разрешающая способность радиолокатора по азимуту (дискрета азимута);

ΔR – разрешающая способность радиолокатора по дальности (дискрета азимута).

Определение координат «условного» статистического центра протяженного объекта (морского судна) осуществляется очень просто.

По синтезированному радиолокационному изображению определяем ближайшую к радиолокатору ячейку с координатами $\varphi_{i \min}$, $R_{i \min}$ путем перебора всех φ_i , R_i , полученных на этапе синтеза.

Следующим этапом координатных измерений будет формирование искоемых координат

$$\varphi_{L/2} = \frac{\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{i \min}}{2}, \quad (6)$$

$$R_{L/2} = \frac{R_{K_{\max}^i} - R_{i \min}}{2}, \quad (7)$$

где $\varphi_{K_{\max}^a}$ – верхнее значение азимутальной активной группы;

$R_{K_{\max}^i}$ – верхнее значение дальномерной активной группы.

Полученная т.о. оценка координат условного статистического центра отражения находится на линии «борта» морского судна L' .

При необходимости возможен пересчет выражений (6) и (7) на линию, проходящую через середину ширины в направлении длины судна L :

$$\varphi_{\tilde{A}} = \varphi_{L/2} - \left(\frac{B}{2} \cos \theta \right) \cdot \left(\frac{\varphi_{L/2}}{R_{L/2}} \right), \quad (8)$$

$$R_{\Gamma} = R_{L/2} + \frac{B}{2} \sin \theta, \quad (9)$$

$$\theta = \arccos \frac{R_{K_{\max}^i} - R_{i \min}}{\Delta R \sqrt{\left(\frac{R_{K_{\max}^i} - R_{i \min}}{\Delta R} \right)^2 + \left(\frac{\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{i \min}}{\Delta\varphi} \right)^2}}. \quad (10)$$

Дадим некоторые дополнительные пояснения относительно выбора точки с координатами $\varphi_{i \min}$, $R_{i \min}$.

Если судно движется в направлении вращения антенны радиолокатора, то искомая точка имеет координату $\varphi_{\min}$. Что же касается $R_{i \min}$, то при $R \gg L$ точек $R_{\min}$ будет несколько, т.е. по всей длине объекта будет выполняться примерное равенство $R \approx R_{i \min}$.

Если же судно движется в направлении, противоположном направлению движения радиолокатора, то искомая точка соответствует координатам $R_{\min}$, $\varphi_{\max}$ (ближайшая к радиолокатору). И в этом случае точек $R_{\min}$ будет несколько.

Кроме того, истинная величина $\left(\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{i \min} \right)$, или $\left(\varphi_{\max} - \varphi_{K_{\max}^a} \right)$ может отличаться от оцениваемой в процессе радиолокационных измерений.

При больших $R \gg L$

$$\left(\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{\min} \right)_{\text{ист}} = \frac{L}{R} \cdot 57,4^\circ. \quad (11)$$

Если наблюдаемая величина

$$\left(\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{\min} \right) < \left(\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{\min} \right)_{\text{ист}}, \quad (12)$$

то в знаменателе выражения (10) вторым множителем следует поставить выражение

$$\sqrt{\left(\frac{\left(\varphi_{K_{\max}^a} - \varphi_{i \min} \right)_{\text{ист}}}{\Delta\varphi} \right)^2 + \left(\frac{R_{K_{\max}^i} - R_{i \min}}{\Delta R} \right)^2}. \quad (13)$$

Результаты экспериментальных исследований

Экспериментальная апробация разработанной методики и алгоритмов оценки координат «условного» статистического центра отражений осуществлялась по натурным данным проводки двух крупногабаритных судов береговым радиолокатором, размещенным в акватории морского порта г. Николаева. Обрабатывались бинарные двумерные радиолокационные изображения судов с геометрическими размерами $L_1 = 106$ м, $B_1 = 17$ м и $L_2 = 177$ м, $B_2 = 23$ м. Ширина канала проводки равнялась 160 м. Радиолокационная информация обновлялась каждые 4 с.

Косвенным эквивалентом блуждания условного СЦО была взята величина смещения продольной

оси судна ΔF_i относительно центральной линии морского канала, которая рассчитывалась на формуле

$$\Delta F_i = (R_{0i} - R_i) \cdot \sin \varphi_i^0,$$

где R_{0i} – расчетная дальность между координатами антенный радиолокатора и точкой пересечения линии визирования с центральной линией морского канала;

i – номер радиолокационного изображения;

φ_i^0 – азимутальное направление линии визирования на текущий кадр изображения, регистрируемого с временным шагом $T_0 \approx 1$ мин. с учетом коэффициента прореживания кадров.

Общее число «сырых» кадров по 1-му судну составило 508, а по 2-му – 462.

Расчетные значения математического ожидания и среднеквадратического отклонения по прореженным радиолокационным изображениям составили:

$$\langle \Delta F_i \rangle_1 = m_1 = \frac{1}{36} \sum_{i=1}^{36} \Delta F_i = 16,7 \text{ м}, \quad (14)$$

$$\langle \Delta F_i \rangle_2 = m_2 = \frac{1}{28} \sum_{i=1}^{28} \Delta F_i = 15,2 \text{ м}, \quad (15)$$

$$\text{СКО}_1 = 7,05 \text{ м}, \text{ СКО}_2 = 6,1 \text{ м}. \quad (16)$$

На рис. 1 приведены графические зависимости блужданий условного СЦО для 1 и 2 судов при $R_1 = 8 \div 3$ км.

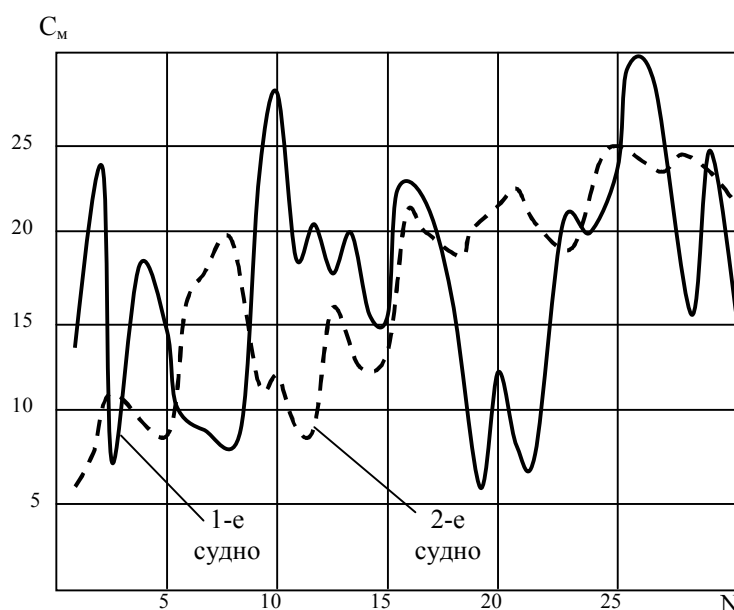


Рис. 1. Зависимости отклонений СЦО

Выводы

По результатам экспериментальных исследований разработанного метода и цифровых алгоритмов определения координат условного СЦО, выполненных по данным натурных измерений можно констатировать:

- разработан простой метод вычисления координат условного СЦО, реализуемый в виде цифровых алгоритмов обработки реальных радиолокационных изображений протяженного объекта;
- определяемые в соответствии с разработанными цифровыми алгоритмами координаты морского объекта не содержат погрешностей, вносимых в радиолокационное изображение взволнованной морской поверхностью;
- разработанный метод и его практическая реализация могут обеспечить эффективную информа-

ционную поддержку служб регулирования движением судопотока и отдельных судов в стесненных условиях мореплавания.

Литература

1. Печенин В.В. Оптимальные цифровые алгоритмы определения координат статистического центра отражения протяженного объекта / В.В. Печенин, Е.П. Мсалам // Известия высших учебных заведений. Радиоэлектроника. – К.: КПИ, 2006. – Т. 49, № 11. – С. 64-72.
2. Островитянов Р.В. Статистическая теория радиолокации протяженных целей / Р.В. Островитянов, Ф.А. Басалов. – М.: Радио и связь, 1982. – 231 с.
3. Печенин В.В. Моделирование статистических характеристик координатных блужданий статистического центра отражений / В.В. Пече-

нин, Е.П. Мсалам // Міжнар. науково-тех. конф. «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні (ІКТМ-2006)». – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "ХАИ", 2006. – С. 305.

4. Кулемин Г.П. Статистические характеристики радиолокационных целей / Г.П. Кулемин, В.Б. Разказовский. Препринт 92-2. – Х.: ИРЭ НАНУ, 1992. – 32 с.

Поступила в редакцию 29.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедры «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» И.В. Барышев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

СПРОЩЕНИЙ ЦИФРОВИЙ МЕТОД І АЛГОРИТМИ ВИЗНАЧЕННЯ "УМОВНОГО" СТАТИСТИЧНОГО ЦЕНТРУ ВІДДЗЕРКАЛЕННЯ ПРОТЯЖНОГО МОРСЬКОГО ОБ'ЄКТУ

О.І. Кравченко

У роботі приведені результати теоретичних і експериментальних досліджень визначення координатних "блукань" по дальності "умовного" статистичного центру віддзеркалення "активного" зображення радіолокації, сформованого за евристичним правилом виділення обмеженої групи суміжних бінарних груп по дальності і азимуту за даними реальних вимірів. Визначувані відповідно до розроблених цифрових алгоритмів координати морського об'єкту не містять погрешностей що вносяться схвильованою морською поверхнею.

Ключові слова: об'єкт, алгоритми, метод, центр, віддзеркалення, зображення, точка, траєкторія, моделювання, активна група, радіолокатор, азимутна координата.

SIMPLIFIED DIGITAL METHOD AND ALGORITHMS OF DETERMINATION OF "CONDITIONAL" STATISTICAL CENTER OF REFLECTION OF EXTENSIVE MARINE OBJECT

A.I. Kravchenko

Results over of theoretical and experimental researches of determination of the co-ordinate "wandering" are in-process brought on distance of "conditional" statistical center of reflection of "active" radio-location image, formed by heuristic rule of selection of the limited group of contiguous binary groups on distance and azimuth from data of the real measuring. The co-ordinates of marine object determined in accordance with the worked out digital algorithms do not contain errors, brought in by the disturbed marine surface.

Key words: object, algorithms, method, center, reflection, image, point, trajectory, design, active group, radio-locator, azimuthal coordinate.

Кравченко Александр Иванович – канд. техн. наук, докторант кафедры «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

УДК 629.78

В.Н. СПИРИДОНОВ

*Днепропетровская государственная финансовая академия, Украина***МЕТОДИКА ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПРОГНОЗА СОСТОЯНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ**

Предложена методика верификации программ управления космического аппарата. Методика обеспечивает решение ряда задач контроля с использованием модели бортовой аппаратуры КА. Модель объекта предназначена для решения задачи прогноза состояния бортовой аппаратуры КА. Используемый метод моделирования базируется на описании функционирования объекта в пространстве состояний переходными функциями состояния. В статье рассмотрены типовые, наиболее распространенные функции контроля ограничений по управлению бортовой аппаратуры КА. Методика прошла апробацию и была использована при управлении нескольких КА.

Ключевые слова: моделирование сложных систем, метод переходных функций, верификация программ управления космического аппарата.

Введение

В современной технике нашел широкое применение класс сложных технических объектов, предназначенных для автономного выполнения специальных заданий в течение определенного времени без связи с устройствами управления. Управление такими объектами осуществляется с помощью программ управления, периодически записываемых в программное устройство объекта. К данному классу можно отнести космические аппараты, межпланетные станции, роботы, гибкие производственные системы и другие объекты. Важной задачей для обеспечения эффективности и качества управления такими объектами является контроль правильности (верификация) программ управления. Например, ошибки, допущенные при формировании программ управления космическими аппаратами (КА), могут привести к невыполнению поставленных целевых задач, срыву сеансов связи, а в некоторых случаях и потере объекта. В связи с тем, что объекты управления становятся все более сложными, как по составу и выполняемым функциям, так и по управлению, актуальность данной задачи возрастает.

Известным способом верификации программ управления является имитация отработки сформированной программы управления на модели перед передачей её на объект. В работе [1] модель объекта предназначена для выдачи сообщений об ошибках при переходе состояний объекта в область запрещенных состояний. Для моделирования объекта применен метод конечных автоматов, что позволило представить в модели лишь ограниченное число

бортовых систем объекта. Кроме того, ограничен и состав выполняемых проверок. Например, задача контроля выполнения целевых задач этой моделью не решается.

В работе [2] обоснован подход, заключающийся в решении задачи прогноза состояния бортовых систем КА для сформированной программы управления на модели объекта. Результаты моделирования предназначены для представления полной информации о состояниях объекта операторам сектора управления во время управления объектом, передаче управления дежурными сменами, анализе нештатных ситуаций, возникших при управлении объектом. Для обеспечения полноты прогноза необходимо представить в модели все бортовые системы и команды управления объектом. Для моделирования сложных объектов решение задачи прогноза требует применения и других методов моделирования объектов.

При решении задачи прогноза состояния сложных систем возникает проблема размерности модели. Одним из методов теории систем, позволяющих существенно снизить размерность модели, является применение переходных функций для описания переходов в пространстве состояний системы. В работе [3] предложен метод моделирования одного из классов сложных систем - дискретных динамических систем с постоянной структурой. Математическая модель управления системы с постоянной структурой в пространстве состояний представлена таблицей переходных функций и набором переходных функций, описывающих правила переходов элементов системы в пространстве состояний.

В работе [4] рассмотрена задача моделирования данного класса сложных технических объектов методом переходных функций. В соответствии с задачей исследования выбрано формализованное пространство состояний элементов объекта, представляющее собой совокупность трех видов технического состояния: функционирования, резервирования, работоспособности. Рассмотрены переходные функции элемента объекта моделирования в этом пространстве состояний.

Постановка задачи

Постановка задачи управления полетом КА при проведении научных экспериментов с позиции теории систем приведена в работе [5]. Задача сформулирована следующим образом. Необходимо для каждого события $(t_0, \vec{x}_0)$ определить управление $\vec{u}(t)$ из области допустимых управлений $U \subset Z$. Найденное управление $\vec{u}(t)$ преобразует событие $(t_0, \vec{x}_0)$ таким образом, что множество значений пересекается с целевым множеством

$$f[t, t_0, \vec{x}(t_0), \vec{u}(t_0)], \delta[t, \vec{x}(t_0)] \cap P_0, \quad (1)$$

где f – функция переходов;

δ – функция выходов;

P_0 – целевое множество.

С учетом того, что представление целевого множества P_0 для КА является достаточно громоздким, а значения выходных сигналов определяются состояниями БА, можно перейти от рассмотрения целевого множества к области целевых состояний БА. Тогда задачу достижимости целевых состояний в терминах теории множеств можно представить в виде

$$\{F: X_0 \times T_0 \times U \times T\} \cap \{X_{ц} \times T_{ц}\}. \quad (2)$$

Задача формулируется следующим образом: найденное управление U преобразует начальное состояние системы X_0 в начальный момент времени T_0 таким образом, что множество состояний системы достигает заданных целевых состояний $X_{ц}$ в заданные моменты времени $T_{ц}$.

Для выбранного управления можно сформулировать и обратную задачу: обеспечивает ли выбранное управление U достижение требуемых целевых состояний $X_{ц}$ в моменты времени $T_{ц}$ из начального состояния X_0 в моменты времени T_0 ? Левая часть выражения (2) представляет собой задачу прогноза состояния сложной системы. Если в качестве выбранного управления рассматривать

программу управления КА, то выражение (2) представляет собой формулировку задачи верификации программ управления КА по заданным целевым состояниям.

Во время решения конкретной целевой задачи используется часть научной и обеспечивающей аппаратуры. К тому же частота и продолжительность решения целевых задач для КА различного назначения может существенно отличаться. Поэтому верификация программ управления КА по целевым состояниям носит ограниченный характер, хотя и является очень важной. Более широкое применение может найти задача верификации программ управления КА по области запрещенных состояний [1], поскольку она может быть актуальной для любого элемента и подсистемы БА на всем этапе ее эксплуатации. Однако, при решении данной задачи не применим подход, предложенный в работе [1], заключающийся в рассмотрении области всех возможных состояний объекта и разбиения её на области допустимых и запрещенных состояний. Это обусловлено астрономической размерностью пространства состояний объекта. Кроме того, необходимо классифицировать состав выполняемых проверок, а также решить вопрос о способе задания области запрещенных состояний. В общем виде задача верификации программ управления КА по области запрещенных состояний может быть представлена следующим образом:

$$\{F: X_0 \times T_0 \times U \times T\} \cap \{X_s \times T\}, \quad (3)$$

где X_s – область запрещенных состояний объекта.

Другим направлением верификации программ управления на основе прогноза состояния БА является направление, связанное с определением прогнозируемого расхода ресурса бортовых систем. Ресурс может быть рассчитан по изменению состояний функционирования этих систем. Расчет расхода ресурса бортовых систем КА позволяет более рационально его использовать, а также определить моменты достижения выработки ресурса заданным допустимым значениям. Для систем, имеющих невозполнимый ресурс, связанный с расходом некоторого рабочего тела, например, фотопленки, топлива двигательной установки и т.п., по значениям удельного расхода ресурса в единицу времени и времени функционирования системы, может быть рассчитан расход ресурса системы и определен факт нахождения его в допустимых пределах. В случае восполняемого ресурса систем, например, при зарядке аккумуляторных батарей системы энергопитания от солнечных батарей, ресурс систем является переменной по времени величиной и некоторой функцией восполнения ресурса, зависящей для рассматриваемого примера от ориента-

ции панелей солнечных батарей относительно Солнца. В этом случае нахождение ресурса бортовых систем в заданных пределах должно контролироваться в каждый момент времени, в котором происходит как расход ресурса, так и его восполнение.

Подобным образом может рассматриваться ресурс элементов БА, связанный с их надежностью. Поэтому в ряде случаев выход ресурса элементов БА за пределы допустимого говорит о невозможности, начиная с некоторого момента времени, дальнейшего использования этих элементов. Это ограничение может рассматриваться как ограничение на управление: оно приводит к расширению области запрещенных состояний. В некоторых случаях управление этими элементами может быть продолжено или принято решение о переключении на резервные комплекты элементов БА.

Другим направлением верификации программ управления на основе прогноза состояния БА является направление, связанное с разработкой методов и алгоритмов представления результатов моделирования. Методической основой его является достигнутая полнота решения задачи прогноза: выходная таблица прогноза содержит все изменения состояний каждого элемента БА в интервале расчета. Алгоритмы представления результатов моделирования предназначены для выделения из таблицы прогноза состояния существенной информации и представления ее в форме, удобной для восприятия операторами сектора управления. Полученные результаты могут быть использованы для визуального контроля операторами программы управления. Данный вид контроля предназначен, прежде всего, для нахождения механических ошибок, допущенных операторами при формировании программ управления.

В данной статье бортовая аппаратура КА рассматривается как система, имеющая особенности моделирования и математическую модель, представленные в работе [3]. В данной статье также используются результаты, представленные в работе [4], по выбору формализованного пространства состояний элементов объекта и описания переходных функций БА. В статье используются термины и определения, используемые в работах [3] и [4].

Результаты исследования

В соответствии с выполненной постановкой задачи, методика верификации программ управления КА представляет собой совокупность нескольких задач контроля, основой которых является прогноз состояния бортовой аппаратуры КА. Задача верификации программы управления по целевым

состояниям включает следующую последовательность операций.

1. Перед контролем первой программы управления должна быть подготовлена и введена в состав технологических исходных данных таблица, содержащая следующую информацию:

- список имен контролируемых целевых задач;
- для каждой целевой задачи состав элементов БА, выполняющих целевую задачу,

$$c_z = \{a_1^z, a_2^z, \dots, a_z^z, \dots, a_Z^z\}, \quad z = \overline{1, Z}, \quad (4)$$

и кортеж состояния указанных элементов БА во время выполнения целевой задачи

$$X_z = \{X_{a_1^z}, X_{a_2^z}, \dots, X_{a_z^z}, \dots, X_{a_Z^z}\}, \quad z = \overline{1, Z}, \quad (5)$$

где Z – количество элементов БА, выполняющих данную целевую задачу.

2. Перед верификацией каждой программы управления e_v должна быть решена задача прогноза состояния для контролируемой программы управления и сформированы результаты прогноза.

3. Для верификации каждой целевой задачи, выполняемой в контролируемой программе управления e_v , оператору необходимо задать следующие параметры:

- имя контролируемой целевой задачи, соответствующее имени её в таблице;
- времена начала $t_{\text{ц}}^{\text{н}}$ и конца $t_{\text{ц}}^{\text{к}}$ выполнения целевой задачи.

4. Далее решение задачи выполняется в автоматическом режиме. Программа по имени целевой задачи находит соответствующую строку таблицы технологических исходных данных. Затем по времени начала $t_{\text{ц}}^{\text{н}}$ целевой задачи в выходной таблице прогноза находит кортеж состояния элементов БА на данный момент времени

$$x(t_{\text{ц}}^{\text{н}}) = (x_1(t_{\text{ц}}^{\text{н}}), x_2(t_{\text{ц}}^{\text{н}}), \dots, x_i(t_{\text{ц}}^{\text{н}}), \dots, x_n(t_{\text{ц}}^{\text{н}})), \quad i = \overline{1, n}. \quad (6)$$

5. По заданным в таблице именам (номерам) элементов, путем выбора состояний соответствующих элементов в кортеже состояний БА, формируется прогнозируемый кортеж состояний элементов БА, выполняющих данную целевую задачу

$$x_z(t_{\text{ц}}^{\text{н}}) = (x_{a_1^z}(t_{\text{ц}}^{\text{н}}), x_{a_2^z}(t_{\text{ц}}^{\text{н}}), \dots, x_{a_z^z}(t_{\text{ц}}^{\text{н}}), \dots, x_{a_Z^z}(t_{\text{ц}}^{\text{н}})), \quad z = \overline{1, Z}. \quad (7)$$

6. Выполняется поэлементное сравнение кортежей (5) и (7). Операция формирования и сравнения кортежей выполняется для всех кортежей со-

стояний БА, находящихся в интервале решения целевой задачи $t_{ц}^H$ и $t_{ц}^K$.

По результатам сравнения прогнозируемого и заданного кортежей состояний формируется сообщение о результатах контроля: либо о выполнении условий контроля, либо о невыполнении, если обнаруживается факт несовпадения кортежей. При этом указывается время и номера элементов БА, состояния которых не совпадают. Аналогичным образом выполняется верификация всех целевых задач, реализованных в программе управления КА.

В том случае, если все параметры, вводимые оператором, приведены в заявке на работу БА, верификация программы управления может выполняться в автоматическом режиме для всех целевых задач последовательно. Таким образом, по существу рассмотренная задача является контролем реализации целевых задач КА, заданных в заявке, в сформированной программе управления.

Решение задачи верификации программ управления КА по области запрещенных состояний целесообразно выполнять одновременно с решением задачи прогноза. Это связано с тем, что теоретически любой переход в пространстве состояний БА может привести к пересечению с областью запрещенных состояний. В то же время выполнение функций контроля при изменении состояний БА, описываемых переходными функциями элементов, позволяет выполнять функции контроля непосредственно в переходной функции и сохранить все преимущества моделирующего алгоритма.

Функции контроля элементов БА можно условно разделить на две группы:

- 1 – функции контроля, связанные с особенностями функционирования элемента;
- 2 – функции контроля, обусловленные особенностями совместного функционирования элементов.

Рассмотрим функции контроля первой группы. Запрещенным состоянием любого элемента БА является его состояние неработоспособности $x_{3_i} = 0$. Характерными переходами в данном случае являются:

- включение неработоспособного элемента, т.е. переход из состояния $x_i(t) = (0, 1, 0)$ в состояние $x_i(t+1) = (1, 1, 0)$;
- переключение на неработоспособный элемент, т.е. переход из состояния $x_i(t) = (0, 0, 0)$ в состояние $x_i(t+1) = (0, 1, 0)$;
- переключение на неработоспособный элемент с его одновременным включением той же ко-

мандой, т.е. переход из состояния $x_i(t) = (0, 0, 0)$ в состояние $x_i(t+1) = (1, 1, 0)$.

Так как теоретически возможен переход любого элемента БА в состояние неработоспособности, этот вид контроля является обязательным для всех элементов. В этом случае нет необходимости в специальном задании области запрещенных состояний. Достаточно скорректировать состояние неработоспособности x_{3_i} любого элемента a_i в таблице исходных состояний объекта. В общем виде эти функции контроля можно представить следующим образом:

$$\{x_i(t+1) = d_1\{x_i(t), u_j(t+1)\}\} \cap x_{3_i}(t+1),$$

при $x_{3_i}(t+1) = 0$, (8)

где d_1 – переходная функция элемента a_i ;

u_j – команда управления, выданная в момент времени $(t+1)$.

К этой группе можно также отнести функции контроля, когда по условиям функционирования элемента запрещен конкретный переход (или переходы) его из одного состояния в другое. Например, запрещается переключение некоторых элементов, находящихся в состоянии "включен", т.е. переход из состояния $x_i(t) = (1, 1, 1)$ в $x_i(t+1) = (1, 0, 1)$, так как это может привести элемент в состояние неработоспособности. Такие функции контроля можно представить в общем виде:

$$\{x_i''(t+1) = d_1\{x_i'(t), u_j(t+1)\}\}, \quad (9)$$

где $x_i'(t)$, $x_i''(t+1)$ – предыдущее и последующее состояние запрещенного перехода, соответственно.

Функции контроля второй группы можно представить в общем виде:

$$\{x_i(t+1) = d_1\{x_i(t), u_j(t+1)\}\} \cap x_{cm}^s(t+1), \quad (10)$$

где x_{cm}^s – запрещенные состояния некоторой совокупности элементов (подсистемы).

В этой группе можно выделить следующие типы функций.

I. Если состояние элемента a_i совпадает с запрещенным состоянием хотя бы одного элемента совокупности элементов (подсистемы) c_m :

$$x_i(t) \cap \left(x_{a_1^m}^s(t) \cup x_{a_2^m}^s(t) \cup \dots \cup x_{a_G^m}^s(t) \right) = 1 \quad (11)$$

где $x_{a_1^m}^s(t)$, $x_{a_2^m}^s(t)$, $x_{a_G^m}^s(t)$ – запрещенные сос-

тояния элементов подсистемы c_m в момент времени t .

2. Если по условиям контроля состояние элемента $x_i(t)$ совпадает с запрещенными состояниями всех элементов подсистемы c_m :

$$x_i(t) \cap \left(x_{a_1^m}^s(t) \cap x_{a_2^m}^s(t) \cap \dots \cap x_{a_G^m}^s(t) \right) = 1. \quad (12)$$

Характерными вариантами таких функций являются:

– включение элемента при функционировании некоторой совокупности элементов, когда их совместное функционирование запрещено, т.е. переход из состояния

$$x_i(t) = (0, 1, 1)$$

в состояние

$$x_i(t) = (1, 1, 1)$$

при состоянии хотя бы одного из элементов

$$x_{a_1^m}^s(t) = x_{a_2^m}^s(t) = \dots = x_{a_G^m}^s(t) = (1, 1, 1).$$

– переключение и одновременное включение элемента при функционировании некоторой совокупности элементов, т.е. при переходе элемента из состояния

$$x_i(t) = (0, 0, 1)$$

в состояние

$$x_i(t+1) = (1, 1, 1)$$

при состоянии всех элементов

$$x_{a_1^m}^s(t) = x_{a_2^m}^s(t) = \dots = x_{a_G^m}^s(t) = (1, 1, 1).$$

3. Если по условиям функционирования элемента a_i запрещен определенный переход его из одного состояния в другое при условии функционирования некоторой совокупности элементов c_m :

$$\{x_i''(t+1) = d_i \{x_i'(t), u_j(t+1)\}\} \cap x_{c_m}^s(t+1), \quad (13)$$

где $x_i'(t)$, $x_i''(t+1)$ – предыдущее и последующее состояние запрещенного перехода элемента.

Характерными вариантами таких функций являются: переключение элемента a_i при функционировании одного элемента или некоторой совокупности элементов, т.е. при переходе из состояния

$$x_i'(t) = (0, 1, 1)$$

в состояние

$$x_i''(t+1) = (0, 0, 1),$$

если все элементы подсистемы или любой из них включены

$$x_{a_1^m}^s(t) = x_{a_2^m}^s(t) = \dots = x_{a_G^m}^s(t) = (1, 1, 1).$$

4. Если условием функционирования элемента a_i является функционирование другого элемента

или некоторой совокупности элементов c_m , обеспечивающих функционирование элемента a_i . В этом случае функция контроля имеет вид:

$$\{x_i(t+1) = d_i \{x_i(t), u_j(t+1)\}\},$$

если

$$x_{c_m}^s(t) = 1, \quad (14)$$

где $x_{c_m}^s$ – состояния функционирования обеспечивающей подсистемы.

Характерными вариантами таких функций являются:

– включение или переключение с включением элемента a_i при условии обязательного функционирования одного или нескольких элементов, т.е. при переходе из состояния

$$x_i(t) = (0, 1, 1)$$

в состояние

$$x_i(t+1) = (1, 1, 1)$$

или из состояния

$$x_i(t) = (0, 0, 1)$$

в состояние

$$x_i(t+1) = (1, 1, 1),$$

если все элементы подсистемы или любой из них включены

$$x_{a_1^m}^s(t+1) = x_{a_2^m}^s(t+1) = \dots = x_{a_G^m}^s(t+1) = (1, 1, 1).$$

Рассмотренные функции контроля выполняются в момент перехода элементов из одного состояния в другое. Существуют функции контроля, связанные с особенностями функционирования элементов во времени. Они могут определяться условиями подготовки элемента к функционированию, например, его предварительным охлаждением или прогревом, или ограничением длительности функционирования.

В этом случае функции контроля можно так же выполнять в моменты изменения соответствующих состояний. Для реализации данной функции контроля необходимо сохранять текущие времена включения и выключения элементов в таблице текущих состояний. Эти данные используются для расчета контролируемого параметра и сравниваются с величинами ограничивающих их значений, хранящихся в специальной таблице технологических исходных данных. В общем случае такие функции можно представить высказывательными функциями типа:

$$\Delta t_i \leq \Delta t_i^{\max}, \quad (15)$$

где Δt_i – время нахождения элемента в контролируемом состоянии;

$\Delta t_i^{\max}$ – максимально допустимое время нахождения элемента в данном состоянии.

При подстановке соответствующих значений переменных в высказывательную функцию она превращается в высказывание. При невыполнении условия контроля необходимо сформировать сообщение для выполнения корректировки программы управления. Представление функций контроля высказывательными функциями позволяет реализовать их формализованными программными процедурами. Процедура по номеру элемента выполняет выбор соответствующих переменных для расчета контролируемого параметра (текущие времена включения и выключения элементов) из таблицы текущих состояний.

Характерными типами таких функций являются:

1) контроль времени непрерывного функционирования элемента;

2) контроль времени нахождения элемента в выключенном состоянии между двумя последовательными включениями.

Понятно, что первая функция контроля должна выполняться совместно с переходной функцией выключения, а вторая - с переходной функцией включения.

Завершая рассмотрение функций контроля программы управления КА можно отметить, что функции контроля реализованы формализованными программными процедурами, инвариантными номеру элемента и числовым данным, составляющим область запрещенных (или обеспечивающих) состояний. Процедуры включаются в модули переходных функций соответствующих элементов, не изменяя моделирующего алгоритма и сохраняя его временные характеристики.

В статье рассмотрены типовые, наиболее распространенные функции контроля. Естественно, может возникнуть необходимость в реализации специальных функций контроля, характерных только для БА данного типа КА. Эти функции могут быть реализованы специальными (неформализованными) процедурами и включены в состав соответствующих модулей переходных функций элементов. Опыт показывает, что при реализации функций контроля основное внимание должно быть уделено наиболее часто встречающимся типовым функциям контроля, что требует от оператора постоянного внимания и определенных затрат времени. А редко встречающиеся функции, которые достаточно просто контролируются по результатам моделирования БА, могут и не требовать их программной реализации.

Для визуальной верификации программы управления оператором на основе прогноза состояния БА разработаны алгоритмы представления ре-

зультатов моделирования. Информация о прогнозируемых состояниях элементов БА может быть представлена в виде следующих форм документов:

- временного графика управления - об изменении состояний элементов БА по командам программы управления;

- циклограммы работы элементов БА – графическое представление функционирования элементов БА в масштабе времени;

- коротежа состояния бортовых систем - о состояниях всех элементов БА на любой заданный момент времени интервала расчета.

Выводы

Разработанная методика верификации программ управления КА представляет собой совокупность нескольких задач контроля, основой которых является прогноз состояния бортовой аппаратуры КА. Ряд задач контроля, связанных с ограничениями по управлению отдельных элементов и особенностями их функционирования, выполняется во время решения задачи прогноза состояния объекта. Основой для решения ряда задач являются полученные результаты моделирования - прогноз состояния бортовых систем КА. Методика прошла апробацию и нашла применение при управлении нескольких КА. Реализация методики обеспечивает повышения качества управления КА за счет следующих факторов:

– предотвращения возможности возникновения нештатных ситуаций путем выполнения автоматизированного контроля различных ограничений по управлению КА, связанных с особенностями функционирования отдельных элементов и особенностями совместного функционирования элементов БА;

– повышения качества формируемых программ управления КА за счет контроля реализации в них планируемых целевых задач, контроля и эффективного использования ресурса бортовых систем КА;

– повышения информационной обеспеченности операторов сектора управления за счет обработки и представления результатов моделирования в удобной для операторов форме для выполнения визуального контроля сформированной программы управления КА.

Литература

1. Дудинкин В.И. Способ обработки программы управления путем имитации объекта моделью конечного автомата / В.И. Дудинкин, В.Д. Романов // *Управляющие системы и машины*. – 1983. – № 4. – С. 19-22.

2. Конюхов С.Н. Об одной задаче моделирования полета космического аппарата / С.Н. Конюхов, А.Г. Меланченко, В.Н. Спиридонов // *Ракетно-космическая техника. Сер. 1* – 1989, Вып. 2. – С. 32-37.

3. Спиридонов В.Н. Построение математической модели дискретных динамических систем с постоянной структурой / В.Н. Спиридонов // *Вестник Академии таможенной службы Украины. Сер. Технические науки.* – 2009. – № 2 (42). – С. 73-79.

4. Спиридонов В.Н. Моделирование сложных технических объектов: состояния и переходные функции / В.Н. Спиридонов // *Вестник Академии таможенной службы Украины. Сер. Технические науки.* – 2010. – № 1 (43.) – С. 45-49.

5. Беляев М. Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях / М.Ю. Беляев. – М.: Машиностроение, 1984. – 272 с.

Поступила в редакцию 5.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры высшей математики и компьютерных технологий А.А. Рядно, Днепропетровская государственная финансовая академия, Днепропетровск.

МЕТОДИКА ВЕРИФІКАЦІЇ ПРОГРАМ УПРАВЛІННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА ОСНОВІ ПРОГНОЗУ СТАНУ БОРТОВОЇ АПАРАТУРИ

В.М. Спиридонов

Запропоновано методику верифікації програм управління космічного апарата. Методика забезпечує рішення ряду задач контролю з використанням моделі бортової апаратури КА. Модель об'єкта призначена для рішення задачі прогнозу стану бортової апаратури КА. Використовуваний метод моделювання базується на описі функціонування об'єкта в просторі станів перехідними функціями. У статті розглянуті типові, найпоширеніші функції контролю обмежень по управлінню бортової апаратури КА. Методика пройшла апробацію й була використана при управлінні декількох КА.

Ключові слова: моделювання складних систем, метод перехідних функцій, методика верифікації програм управління.

VERIFICATION TECHNIQUE OF SPACE VEHICLE CONTROL PROGRAMS ON THE FORECAST BASIS OF THE ONBOARD EQUIPMENT STATES

V.M. Spiridonov

The verification technique of a space vehicle control programs is offered. The technique provides the decision of some problems of the control using the onboard equipment model. The object model is intended for the problem decision of the forecast of onboard equipment states. The modeling method which is used in technique is based on the description of object functioning in space of states by transitive functions. The typical, most widespread functions of the control restrictions on onboard equipment control are considered. In the article the technique has been passed approbation and was used at control of some space vehicle.

Key words: modelling of complex systems, method of transitive functions, verification of space vehicle control programs.

Спиридонов Владимир Николаевич – канд. техн. наук, доцент кафедры высшей математики и компьютерных технологий, Днепропетровская государственная финансовая академия, Днепропетровск, Украина, e-mail: spiridonov-vladimir@rambler.ru.

УДК 519.816

О.В. БАРАБАШ¹, В.А. САВЧЕНКО², А.С. СЛЮНЯЄВ³

¹Військовий інститут Київського національного університету ім. Т. Шевченка, Україна

²Національний університет оборони України, Київ

³Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ПОБУДОВА НЕЧІТКОЇ БАЗИ ЗНАНЬ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ СКЛАДНОЮ ОРГАНІЗАЦІЙНО-ТЕХНІЧНОЮ СИСТЕМОЮ

Запропоновано алгоритм побудови нечіткої бази знань як елемента системи управління складною організаційно-технічною системою. Запропонований підхід може бути ефективно використаний для опису динамічних аспектів проблемної області діяльності оператора, які описуються за допомогою продукційної моделі знань. Такий алгоритм дозволяє користувачу лише задаючи початковий ступінь гранулярності досягати потрібного результату. Разом з тим, за рахунок використання навчальної вибірки, до якої також можуть бути включені дані практичного дослідження системи, такий підхід володіє ознаками самонавчання.

Ключові слова: нечітка база знань, алгоритм побудови, система управління.

Вступ

Поява нових надскладних технічних пристроїв, на жаль, не зменшує імовірності виникнення позаштатних (надзвичайних ситуацій) в організаційно-технічних системах, які об'єднують велику кількість людей, техніки, матеріальних і фінансових ресурсів. У таких умовах значна роль відводиться особі, яка приймає рішення (оператору).

На сьогоднішній день для підвищення ефективності діяльності оператора у різних галузях людської діяльності активно використовуються різноманітні експертні системи, які об'єднують в собі знання та досвід великої кількості експертів, що закладені у відповідні бази знань. Використання для обробки знань експертів теорії нечітких множин дозволяє будувати нечіткі системи управління.

Нечітка система управління (НСУ) – це інтелектуальна система, яка використовує нечіткий опис керованого процесу та системи його управління у вигляді бази нечітких правил для генерації послідовності рішень управління, які забезпечують досягнення мети управління. Основою для побудови НСУ служить схема управління з участю експерта, який на основі досвіду та знань про управління об'єктом формує якісний опис процесу управління. Цей опис перетворюється у базу правил і в подальшому використовується у системі управління вже без участі експерта. Ідея нечіткого управління полягає саме в копіюванні машиною дій досвідченого оператора. Для побудови зазначеної системи будемо використовувати модель знань продукційного типу [1].

Під продукцією будемо розуміти кортеж наступного вигляду

$$\langle i, Q, P, A \rightarrow B, N \rangle,$$

де i – ім'я продукції; Q – параметр, який характеризує сферу застосування продукції; P – умова застосування ядра продукції; $A \rightarrow B$ – ядро продукції (як правило читається “якщо A то B ”); N – дії та процедури, які виконуються після реалізації B .

Нечіткі правила – це нечіткі продукційні правила, які, за фіксованої мети управління (наприклад, збереження значень деякого керованого параметра у деякій області допустимих значень), описують його стратегії на якісному рівні.

Актуальна проблема розробки НСУ – формування бази знань. Різноманітні підходи до вирішення цієї проблеми можна побачити в [2].

Метою даної статті є обґрунтування підходу, який дозволяє враховувати продукційними правилами різний ступінь невизначеності (нечіткості) початкової інформації та регулювати розмірність бази знань.

Основна частина. При створенні нечіткої продукційної моделі системи можуть бути використані як апіорні дані про систему від експертів, так і дані, отримані у результаті вимірювань.

У першому випадку, якщо немає необхідності узгоджувати думки експертів, передбачається, що задача забезпечення повноти та несуперечливості бази нечітких правил вирішена завчасно. У випадку ж, коли відомі лише тільки експериментальні дані, дану задачу можна віднести до задач ідентифікації системи. На практиці може мати місце також змішаний випадок, коли початкова база нечітких правил

будується виходячи з евристичних припущень, а її уточнення проводиться з використанням експериментальних даних.

Кожному з цих підходів відповідають свої алгоритми [3].

Розглянемо основні етапи типового алгоритму формування бази нечітких правил заданої структури у випадку, коли застосовуються лише експериментальні дані (навчальна вибірка).

Припустимо, що існує необхідність створення бази нечітких правил з двома вхідними (x_1, x_2) та однією вихідною (y) змінними. У цьому випадку правила будуть мати вигляд:

Пі: якщо $x_1 = A_{i1} \wedge x_2 = A_{i2}$, то $y = B_i$ ($i = \overline{1, N}$).

Нехай задано навчальну вибірку, яка складається з множини прикладів наступного вигляду

$$(x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, y^{(k)})(k = \overline{1, K}),$$

де $x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, y^{(k)}$ – відповідно значення вхідних та вихідних змінних у k -му прикладі; K – загальна кількість прикладів у навчальній вибірці.

База правил формується на основі наступної процедури.

Етап 1. Розділення просторів вхідних та вихідних змінних. Нехай відомі мінімальні і максимальні значення кожної змінної

$$x_1 \in [x_1^{\min}, x_1^{\max}],$$

$$x_2 \in [x_2^{\min}, x_2^{\max}],$$

$$y \in [y^{\min}, y^{\max}].$$

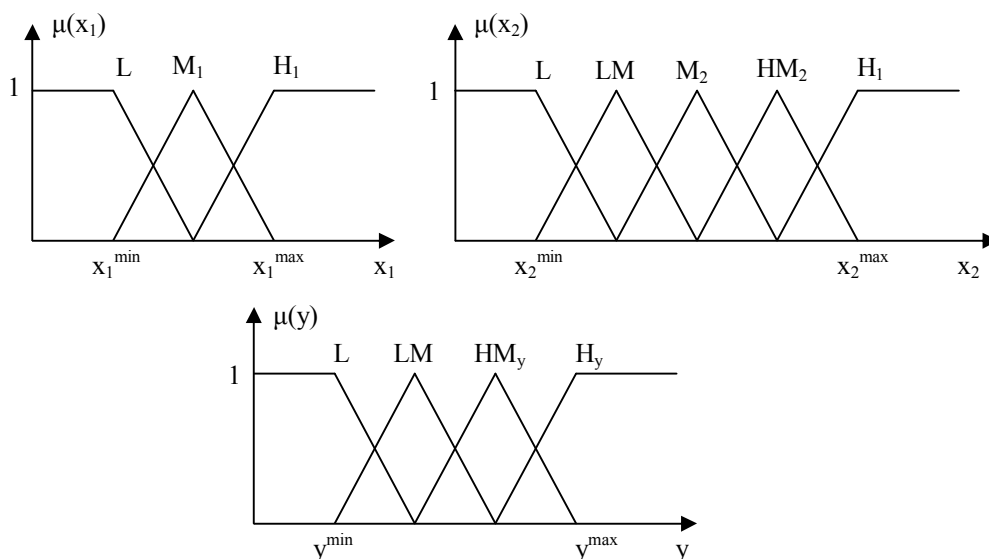


Рис. 1. Приклад розподілу простору змінних

Розіб'ємо області визначення цих змінних на відрізки. Причому число таких відрізків, а також їх довжина для кожної змінної підбираються індивідуально.

На рис. 1 показано приклад такого розподілу, за умови, що число відрізків:

для $[x_1^{\min}, x_1^{\max}]$ дорівнює трьом,

для $[x_2^{\min}, x_2^{\max}]$ – п'яти,

для $[y^{\min}, y^{\max}]$ – чотирьом.

На кожному з відрізків задано функцію належності, наприклад трикутної форми з вершиною у центрі відрізка.

Для x_1 визначено нечіткі множини з лінгвістичними значеннями $\{L_1, M_1, H_1\}$; для x_2 – $\{L_2, LM_2, M_2, HM_2, H_2\}$; для y – $\{L_y, LM_y, HM_y, H_y\}$.

Функції належності обрано таким чином, щоб вони перекривалися на рівні 0,5. Слід відмітити, що як вид функцій належності, так і спосіб розбиття просторів вхідних і вихідних змінних може бути і іншим.

Етап 2. Формування початкової бази правил. Існує два несуперечливі підходи до формування початкової бази правил. Перший підхід засновано на генерації множини правил виходячи з можливих сполучень нечітких висловлювань в передумовах та висновках правил, у відповідності з яким максимальна кількість правил в базі визначається наступним співвідношенням:

$$l = l_1 \cdot l_2 \cdot \dots \cdot l_m \cdot l_y,$$

де l_1, l_2, l_m, l_y – число функцій належності для задання вхідних/вихідних змінних.

Другий підхід до формування початкової бази правил ґрунтується на тому, що з самого початку кожному прикладу з вибірки ставиться у відповідність окреме правило. Для цього для кожного

$$(x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, y^{(k)}) (k = \overline{1, K})$$

визначаються ступені належності заданих значень змінних до відповідних нечітких множин. Після цього кожному навчальному прикладу ставляться у відповідність ті нечіткі множини, ступені належності до яких у відповідних значень змінних з цього прикладу є максимальними. Сформована таким чином множина правил і складає початкову базу правил.

Слід відмітити, що використання першого підходу при формуванні початкової бази правил є доцільним при незначній кількості змінних та функцій належності, які використовуються для задання цих змінних. Другий підхід варто використовувати при порівняно незначній кількості прикладів у навчальній вибірці.

Етап 3. Визначення рейтингів правил. Оскільки початково створена база правил є надлишковою – з однаковими передумовами і різними висновками, то набір правил необхідно оптимізувати. Зробити це можна як на основі емпіричних гіпотез (інформації від експертів), так і шляхом адаптації за допомогою наявних експериментальних даних (навчальної вибірки), що призводить до суттєвого зменшення та до ліквідації суперечливості правил, залишених у базі.

Розглянемо один з підходів до скорочення бази нечітких правил на основі експериментальних даних.

Припустимо, що набір експериментальних даних (навчальна вибірка) у повній мірі характеризує особливості системи, яка моделюється.

Усі приклади з навчальної вибірки

$$(x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, \dots, x_m^{(k)}, y^{(k)}) (k = \overline{1, K})$$

«співвідносяться» з кожним правилом.

У результаті для кожного правила визначається його рейтинг

$$r_i = \text{Agg}_k(r_i^k) \quad (i = \overline{1, n}),$$

$$r_i^{(k)} = T\left(\mu_{A_{i1}}(x_1^{(k)}), \dots, \mu_{A_{im}}(x_m^{(k)}), \mu_{B_i}(y^{(k)})\right), \\ (k = \overline{1, K}),$$

де Agg – оператор агрегування; T – оператор нормування.

Етап 4. Зменшення кількості правил. Після підрахунку рейтингів правил з бази правил виключа-

ються правила з найменшими рейтингами. При цьому в першу чергу проводяться скорочення за групами правил, які мають однакові передумови та різні висновки, тобто різні функції належності змінної виводу.

Такі правила є суперечливими одне одному і з групи подібних правил необхідно залишати лише одне (з найбільшим рейтингом). Таким чином, вирішується проблема суперечливих правил, а також суттєво зменшується їх загальна кількість. Правила, які залишилися формують заключну базу правил.

Етап 5. Адаптація параметрів правил, які залишилися у базі. База правил може вважатися сформованою, якщо здійснено етап адаптації залишених у ній правил. Цей етап зводиться до знаходження, у відповідності до наявних експериментальних даних та обраним критерієм, оптимальних значень параметрів для залишених у базі правил. Цей етап, по суті, є етапом параметричної оптимізації кінцевого набору правил. Він полягає в такій зміні параметрів функції належності правил, які залишилися, при якій забезпечується максимальний ступінь адекватності цих правил за всіма прикладами навчальної вибірки.

Для розглянутого на рис. 1 прикладу, коли всі функції належності нечітких множин є трикутними, налаштуванню підлягає лише один параметр – значення мод.

Очевидно, що у залежності від конкретної постановки задачі формування бази нечітких продукційних правил можуть бути змінені як перелік, так і зміст етапів формування нечітких правил.

Висновки

Запропонований підхід може бути ефективно використаний для опису динамічних аспектів проблемної області діяльності оператора, які описуються за допомогою продукційної моделі знань.

Розглянутий алгоритм дозволяє користувачу лише задаючи початковий ступінь гранулярності досягати потрібного результату. Разом з тим, за рахунок використання навчальної вибірки, до якої також можуть бути включені дані практичного дослідження системи, такий підхід володіє ознаками самонавчання.

У подальшому передбачається дослідити залежності запропонованого алгоритму від розмірності лінгвістичної шкали, функціонального опису нечітких операцій, способів визначення рейтингів правил, способів оптимізації структури бази правил.

Література

1. Інтелектуальні системи підтримки прийняття рішень: Теорія, синтез, ефективність /

В.О. Тарасов, Б.М. Герасимов, І.О. Левін, В.О. Корнійчук. – К.: МАКНС, 2007. – 336 с.

2. Candell A. *Fuzzy Control Systems* / A. Candell, G. Langholz // CRC Press LLC, 1993. – P. 187.

3. Сергиенко М.А. Методы проектирования не-

четкой базы знаний / М.А.Сергиенко // Вестник Воронежского государственного университета. Системный анализ и информационные технологии. – 2008. – № 2. – С. 67-71.

Поступила в редакцію 3.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник науково-дослідного центру С.В. Ленков, Військовий інститут Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ.

ПОСТРОЕНИЕ НЕЧЕТКОЙ БАЗЫ ЗНАНИЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СЛОЖНОЙ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ

О.В. Барабаш, В.А. Савченко, А.С. Слюняев

Предложен алгоритм построения нечеткой базы знаний как элемента системы управления сложной организационно-технической системой. Предложенный подход может быть эффективно использован для описания динамических аспектов проблемной области деятельности оператора, которые описываются с помощью продукционной модели знаний. Такой алгоритм позволяет пользователю лишь задавая начальную степень гранулярности достигать нужного результата. Вместе с тем, за счет использования учебной выборки, к которой также могут быть включены данные практического исследования системы, такой подход владеет признаками самообучения.

Ключевые слова: нечеткая база знаний, алгоритм построения, система управления.

CONSTRUCTION OF INDISTINCT KNOWLEDGE BASE OF CONTROL SYSTEM OF COMPLICATED MANAGERIAL AND ENGINEERING SYSTEM

O.V. Barabash, V.A. Savchenko, A.S. Sliuniaev

The algorithm of construction of the indistinct knowledge base as element of control system is offered by complicated managerial and engineering system. The offered approach can be effectively used for the description of dynamic aspects of a problem sphere of activity of the operator which are described with the help of models of production knowledge model. Such algorithm allows the user only setting initial degree of granularity effect to reach the necessary result. At the same time, at the expense of use of educational selection to which data of practical research of system also can be included, such approach owns self-training signs.

Keywords: indistinct knowledge base, algorithm of construction, a control system.

Барабаш Олег Володимирович – д-р техн. наук, проф., с.н.с. науково-дослідного центру Військового інституту Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ, Україна, e-mail: lenkov_s@ukr.net.

Савченко Віталій Анатолійович – кандидат технічних наук, доц. каф. логістики Національного університету оборони України, Київ, Україна.

Слюняєв Артем Сергійович – мол. наук. співробітник Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

УДК 658.012.23

М.А. ЛАТКИН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СИСТЕМНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ РИСКОВ ПРЕДПРИЯТИЯ**

Рассмотрена проблема структурирования и формализованного описания рисков проектов для повышения эффективности управления проектными рисками предприятия. На основе регулярных схем системных моделей разработан комплекс взаимосвязанных моделей представления проектных рисков предприятия. С помощью сформированных системных моделей проектных рисков и матричных проекций между ними можно снизить негативное воздействие рисков на достижение основных целей и результатов проектов. Это позволяет обеспечить эффективное выполнение проектов предприятия с минимальными издержками, накапливать успешный практический опыт в управлении проектными рисками.

Ключевые слова: управление проектами, управление рисками проектов, системные модели проектных рисков.

Введение

Многие научно-производственные предприятия аэрокосмической отрасли Украины для повышения эффективности своей проектной деятельности применяют современные технологии управления проектами. Создание новых образцов авиационной техники обычно относят к сложным и наукоемким проектам, которые связаны с большими затратами времени, ресурсов, финансовых средств. Постоянно изменяющееся внешнее окружение и внутренняя среда таких проектов могут приводить к возникновению различных рисков, наступление которых трудно предусмотреть на этапе планирования проекта и на которые необходимо реагировать в ходе его выполнения [1 – 3].

Под проектными рисками будем понимать возможные неблагоприятные для проекта события, наступление которых приводит к материальным, временным, финансовым и другим потерям. Базовые процессы управления рисками в проекте, их взаимосвязь с другими предметными областями и процессами проекта подробно описаны в общепринятых международных стандартах IPMA по управлению проектами [4, 5]. Основная цель управления проектными рисками – снижение негативного воздействия рисков на достижение ожидаемых результатов проекта и своевременное реагирование на неблагоприятные для него события.

Предприятия могут значительно повысить эффективность выполнения своих проектов, сосредоточив усилия на проектных рисках, которые имеют достаточно высокий уровень негативного воздействия на достижение основных целей и результатов проекта. Одним из эффективных инструментов управления рисками проектов предприятия считают

карту рисков, которая состоит из перечня возможных проектных рисков, ранжируемых по вероятности наступления неблагоприятных событий и соответствующих потерь. С помощью такой карты рисков можно определить наиболее существенные проектные риски, разработать адекватные мероприятия по снижению их негативного воздействия, внести соответствующие затраты на реагирование в план и бюджет проекта [6, 7].

При построении карты проектных рисков возникают **проблемы**, которые связаны со структурированием и формализованным описанием рисков, количественным анализом рисков, оценкой уровня негативного воздействия рисков, выбором методов управления рисками, контролем изменения выделенных рисков в ходе выполнения проекта.

Анализ существующих публикаций [8 – 10] в рамках выделенной проблемной области позволяет сделать следующие выводы:

- для успешного выполнения проектов следует применять современные технологии управления проектами и рисками;
- существующие методы исследования проектных рисков в основном направлены на получение обобщенной оценки негативного воздействия рисков на проект в целом;
- осуществление мероприятий по реагированию на проектные риски связано с привлечением дополнительных финансовых средств, величина которых часто ограничена.

В качестве нерешенных частей рассматриваемой проблемной области можно выделить:

- существует необходимость в дальнейшем совершенствовании технологий управления рисками в проектах;

– в проектном менеджменте отсутствует хорошо структурированное и формализованное представление проектных рисков;

– при выполнении проектов следует обязательно реагировать на существенные проектные риски и контролировать изменение уровня их негативного воздействия.

Таким образом, разработка системных моделей проектных рисков для обеспечения эффективного выполнения проектов предприятия с минимальными издержками представляет собой **актуальную научно-прикладную задачу**, которая до сих пор достаточно полно и удачно не решена.

1. Постановка задачи и основная идея решения

Целью данной статьи является снижение негативного воздействия рисков на достижение основных результатов выполняемых предприятием проектов за счет разработки системных моделей проектных рисков.

В проектном менеджменте эффективным инструментом управления рисками проектов считают реестр рисков [4, 5], который используют для выявления и идентификации рисков, их качественного и количественного анализа, разработки и планирования мероприятий по реагированию на проектные риски. Реестр рисков состоит из перечня возможных проектных рисков, который постоянно обновляют при выполнении процессов управления рисками проекта. Например, после завершения процесса идентификации проектных рисков в реестр добавляют информацию о причинах возникновения рисков и последствиях в случае их наступления. Затем эту информацию используют для выполнения процесса качественного анализа выделенных проектных рисков и так далее. Для обеспечения эффективного выявления и анализа рисков нескольких одновременно выполняемых предприятием проектов, разработки адекватных мероприятий по реагированию на неблагоприятные события, мониторинга и управления рисками необходимо сформировать единое формализованное описание проектных рисков предприятия.

Таким образом, для структурирования и формализованного описания проектных рисков предприятия необходимо сформировать следующие системные модели (рис. 1):

– модель структуры проектных рисков $R(\text{Risk})$, которая содержит перечень рисков выполняемых предприятием проектов;

– модель причин и последствий проектных рисков $R(\text{Fak})$, которая описывает последователь-

ности неблагоприятных событий, связанных с наступлением рисков;

– модель характеристик проектных рисков $R(\text{Har})$, которая содержит значения вероятности и потерь рисков, длительности их негативного воздействия;

– модель уровня проектных рисков $R(\text{Yr})$, которая содержит величины уровня негативного воздействия рисков на достижение основных целей и результатов выполняемых предприятием проектов;

– модель реагирования на проектные риски $R(\text{Reag})$, которая описывает последовательность выполнения операций принятых мероприятий по реагированию на риски.

Для установления взаимосвязи между системными моделями проектных рисков предприятия введем следующие матричные проекции:

– матричная проекция между моделью структуры проектных рисков $R(\text{Risk})$ и моделью причин и последствий проектных рисков $R(\text{Fak})$, которая показывает соответствие последовательности неблагоприятных событий каждому проектному риску;

– матричная проекция между моделью структуры проектных рисков $R(\text{Risk})$ и моделью характеристик проектных рисков $R(\text{Har})$, которая показывает соответствие характеристик рисков каждому проектному риску;

– матричная проекция между моделью структуры проектных рисков $R(\text{Risk})$ и моделью уровня проектных рисков $R(\text{Yr})$, которая показывает соответствие уровня рисков каждому проектному риску;

– матричная проекция между моделью структуры проектных рисков $R(\text{Risk})$ и моделью реагирования на проектные риски $R(\text{Reag})$, которая показывает соответствие операций принятых мероприятий по реагированию на риски каждому проектному риску.

Состав и последовательность формирования указанных системных моделей проектных рисков предприятия приведены на рис. 1.

Каждая системная модель проектных рисков предприятия будет иметь иерархическую структуру, в которой выделим следующие уровни декомпозиции и определим степень их подчиненности:

$$\text{Pr} \rightarrow \text{Et}(m) \rightarrow \text{El}, \quad (1)$$

где Pr – проект; $\text{Et}(m)$ – этап проекта уровня m ; El – работы проекта.

Для наглядного представления системных моделей проектных рисков будем использовать основные понятия теории графов, а для их формализованного представления – математический аппарат регулярных схем системных моделей (PCCM).

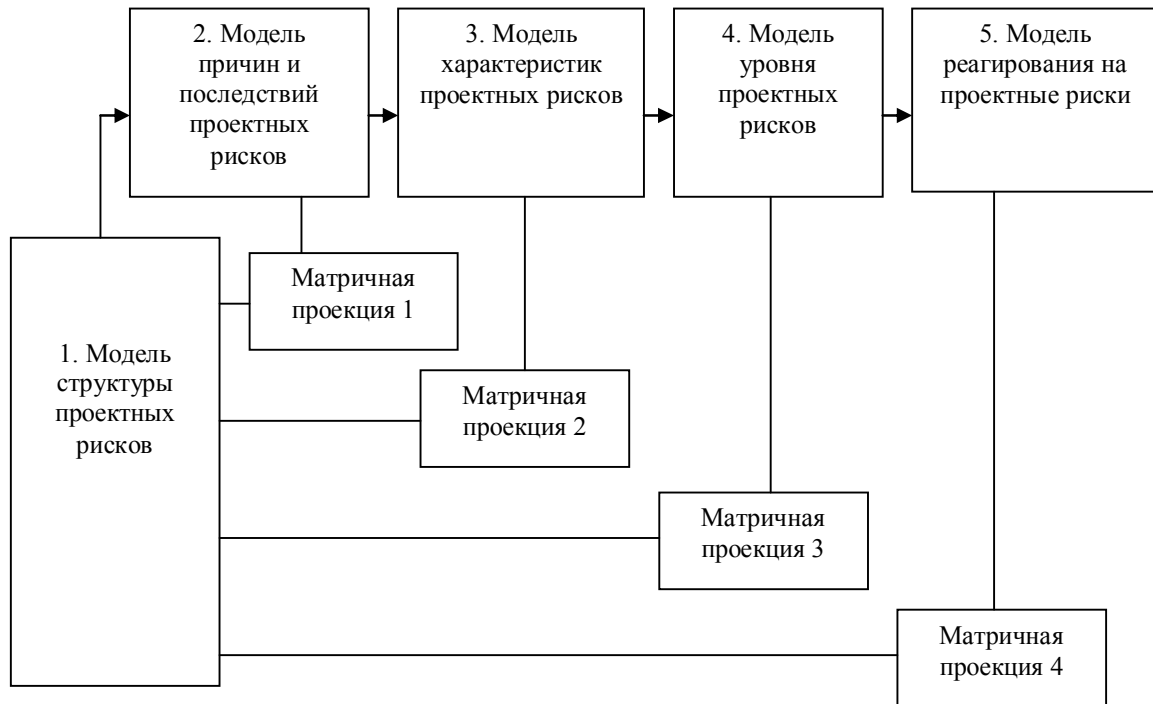


Рис. 1. Состав и последовательность формирования системных моделей проектных рисков предприятия

В общем случае системные модели проектных рисков предприятия в РСММ можно представить в виде:

$$R = f(y_i, x_k, e, \otimes, 1, 0, y, y, y, y), \quad (2)$$

где y_i – базис основных операторов модели;

x_k – условия переходов в модели;

e – переход без выполнения основных операторов;

$\otimes$ – пустой оператор, который может выполнять роль индикатора останова;

1, 0 – тождественно-истинное, тождественно-ложное условия;

$\cdot, \wedge, \vee, *$
 y, y, y, y – сигнатура базовых операций РСММ.

Комплекс взаимосвязанных системных моделей проектных рисков предприятия будем формировать на основе следующих правил:

- системные модели формируем в соответствии с приведенной на рис. 1 последовательностью, начиная с модели структуры проектных рисков;

- каждую системную модель формируем, начиная с ее наглядного представления, используя в качестве исходных данных хорошо структурированное вербальное описание проектных рисков;

- наглядное и формализованное представление каждой системной модели проектных рисков формируем «сверху – вниз» по всем уровням декомпозиции (1), начиная с верхнего уровня P_T ;

– для каждой пары системных моделей R_Y и R_Z , начиная с модели структуры проектных рисков и модели причин и последствий проектных рисков (рис. 1), на выделенном уровне декомпозиции вводим бинарное отношение $P(Z, Y)$, которое будем задавать в виде матрицы соответствия

$$P(Z, Y) = \|\rho_{ij}\|, \quad (3)$$

где $\rho_{ij} = 1$ при наличии связи; $\rho_{ij} = 0$ при отсутствии связи.

2. Построение системных моделей проектных рисков предприятия

В качестве исходных данных для построения моделей проектных рисков предприятия будем использовать:

- иерархическую структуру и содержание работ проекта;

- последовательность выполнения работ по этапам жизненного цикла проекта;

- состав исполнителей и ресурсов, закрепленных за работами проекта;

- плановые длительность, стоимость и качество выполнения работ проекта.

С помощью предложенных правил формирования системных моделей проектных рисков предприятия построим следующие модели.

1. Модель структуры проектных рисков.

Наступление проектных рисков предприятия в основном приводит к материальным, временным и финансовым потерям, то есть в ходе реализации проекта для всех этапов его жизненного цикла можно отдельно выделить риски превышения длительности, стоимости, низкого качества выполнения работ проекта. Пример такого перечня рисков для проекта разработки нового образца техники приведен в табл. 1.

Таблица 1
Фрагмент перечня проектных рисков

Наименование риска	Обозначение риска
Риски проекта	$Risk^{Pr}$
1. Риски этапа НИР	$Risk_1^{Et}$
1.1. Превышение длительности выполнения НИР	$Risk_1^{El}$
1.2. Превышение стоимости выполнения НИР	$Risk_2^{El}$
1.3. Низкое качество выполнения НИР	$Risk_3^{El}$
2. Риски этапа ОКР	$Risk_2^{Et}$
3. Риски этапа КПП	$Risk_3^{Et}$
4. Риски этапа ТПП	$Risk_4^{Et}$
5. Риски этапа строительства производственного объекта	$Risk_5^{Et}$
6. Риски этапа поставки оборудования	$Risk_6^{Et}$
6.1. Превышение длительности поставки оборудования	$Risk_{16}^{El}$
6.2. Превышение стоимости поставки оборудования	$Risk_{17}^{El}$
6.3. Низкое качество поставки оборудования	$Risk_{18}^{El}$

Построение модели структуры проектных рисков будем осуществлять «сверху - вниз» следующим образом. Вначале формируем наглядное представление модели в виде иерархического графа. Множеству i -х рисков $\{Risk_i^j\}$ проекта для выделенного j -го уровня декомпозиции, начиная с верхнего уровня, ставим в соответствие вершины графа. Межуровневые иерархические связи между вершинами графа будут показывать, на какие отдельные риски структурируем риск проекта в целом на каждом j -м уровне декомпозиции. Фрагмент наглядного представления модели структуры проектных рисков, указанных в табл. 1, приведен на рис. 2.

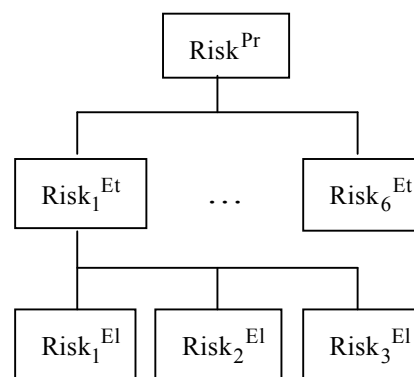


Рис. 2. Фрагмент наглядного представления модели структуры проектных рисков

Затем каждой i -й вершине графа наглядного представления модели структуры проектных рисков для выделенного j -го уровня декомпозиции, начиная с верхнего уровня, ставим в соответствие операторы y_i из РСМ. В формализованном представлении модели структуры проектных рисков под операторами y_i РСМ будем понимать риски, которые могут наступить в ходе выполнения проекта на выделенном j -м уровне декомпозиции. Для связи между операторами y_i будем использовать базовую операцию конъюнкции $\wedge$. Формализованное представление модели структуры проектных рисков (табл. 1) по всем уровням декомпозиции (1) в РСМ (2) запишем в виде

$$R(Risk) = [y_1^{Et} \wedge y_2^{Et} \wedge y_3^{Et} \wedge y_4^{Et} \wedge y_5^{Et} \wedge y_6^{Et}] = \\ = [[y_1^{El} \wedge y_2^{El} \wedge y_3^{El}] \wedge y_2^{Et} \wedge y_3^{Et} \wedge y_4^{Et} \wedge y_5^{Et} \wedge y_6^{Et}]. \quad (4)$$

2. Модель причин и последствий проектных рисков.

Построение такой модели рассмотрим на примере последовательности причин (табл. 2), приводящих к наступлению рисков превышения длительности и стоимости выполнения работ на этапе поставки оборудования для проекта разработки нового образца техники.

Построение модели причин и последствий проектных рисков будем осуществлять «сверху - вниз» отдельно для каждого j -го уровня декомпозиции. Вначале формируем наглядное представление модели в виде сетевого графа. Множеству i -х причин $\{Fak_i^j\}$, приводящих к наступлению проектных рисков для выделенного j -го уровня декомпозиции, ставим в соответствие вершины графа. Внутриуровневые связи между вершинами графа будут показывать

вать последовательности наступления неблагоприятных событий, связанных с проектными рисками.

Таблица 2

Пример последовательности причин проектных рисков для этапа поставки оборудования

Наименование риска	Причины риска
Превышение длительности поставки оборудования $Risk_{16}^{El}$	Изменение маршрута транспортировки $Fak_1^{Et} \rightarrow$ увеличение расстояния транспортировки $Fak_2^{Et} \rightarrow$ увеличение длительности транспортировки Fak_3^{Et}
	Низкая частота ремонта транспортного средства $Fak_4^{Et} \rightarrow$ низкий уровень технического состояния транспортного средства $Fak_5^{Et} \rightarrow$ поломка транспортного средства Fak_6^{Et}
Превышение стоимости поставки оборудования $Risk_{17}^{El}$	Изменение маршрута транспортировки $Fak_7^{Et} \rightarrow$ увеличение расстояния транспортировки $Fak_8^{Et} \rightarrow$ увеличение зарплаты водителю Fak_9^{Et}
	Изменение маршрута транспортировки $Fak_{10}^{Et} \rightarrow$ увеличение расстояния транспортировки $Fak_{11}^{Et} \rightarrow$ увеличение затрат на бензин Fak_{12}^{Et}

Затем каждой i -й вершине графа наглядного представления модели причин и последствий проектных рисков для выделенного j -го уровня декомпозиции ставим в соответствие оператор y_i из РСМ. В формализованном представлении модели причин и последствий проектных рисков под операторами y_i РСМ будем понимать неблагоприятные события, связанные с проектными рисками на выделенном j -м уровне декомпозиции. Для связи между операторами y_i будем использовать базовые операции умножение $\cdot$, конъюнкция $\wedge$, дизъюнкция $\vee$, итерация $*$. Формализованное представление модели причин и последствий проектных рисков (табл. 2) в РСМ (2) запишем в виде

$$R(Fak^{Et}) = (y_1^{Et} \cdot y_2^{Et} \cdot y_3^{Et} \vee y_4^{Et} \cdot y_5^{Et} \cdot y_6^{Et}) \wedge_{x_1} \wedge_{x_2} (y_7^{Et} \cdot y_8^{Et} \cdot y_9^{Et} \vee y_{10}^{Et} \cdot y_{11}^{Et} \cdot y_{12}^{Et})^{x_2}, \quad (5)$$

где $x_1 = 1$, если к риску $Risk_{16}^{El}$ приводит наступление события y_1^{Et} ;

$x_2 = 1$, если к риску $Risk_{17}^{El}$ приводит наступление события y_7^{Et} .

3. Модель характеристик проектных рисков.

Построение модели характеристик проектных рисков будем осуществлять аналогично, как и для рассмотренной выше модели структуры проектных рисков. В формализованном представлении модели характеристик проектных рисков под операторами y_i РСМ будем понимать количественные характеристики соответствующих рисков на выделенном j -м уровне декомпозиции.

4. Модель уровня проектных рисков.

Построение модели уровня проектных рисков будем осуществлять аналогично, как и для рассмотренной выше модели структуры проектных рисков. В формализованном представлении модели уровня проектных рисков под операторами y_i РСМ будем понимать величину уровня негативного воздействия соответствующих рисков на выделенном j -м уровне декомпозиции.

5. Модель реагирования на проектные риски.

Построение модели реагирования на проектные риски будем осуществлять аналогично, как и для рассмотренной выше модели причин и последствий проектных рисков. В формализованном представлении модели реагирования на проектные риски под операторами y_i РСМ будем понимать операции принятых мероприятий реагирования на соответствующие риски для выделенного j -го уровня декомпозиции.

Заключение

С помощью построенных системных моделей проектных рисков предприятия можно решать следующие задачи:

- сосредоточить усилия на проблемных работах проектов;
- определить требования к необходимому ресурсному обеспечению проектов;
- обеспечить учет наступивших рисков и соответствующих потерь в ходе выполнения проектов;

– проводить контроль изменения перечня рисков и уровня их негативного воздействия при выполнении проектов;

– формировать единый план мероприятий по реагированию на риски для нескольких выполняемых проектов.

Применение системных моделей проектных рисков позволяет:

– эффективно распределить исполнителей и ресурсы при формировании плана мероприятий реагирования на риски проектов предприятия;

– снизить дополнительные затраты на проведение принятых мероприятий по реагированию на проектные риски предприятия.

Разработанный комплекс системных моделей проектных рисков был использован при формировании плана управления рисками проекта по созданию комплекса воздушного наблюдения, выполняемым конструкторским бюро «АВИА».

Литература

1. Арчибальд Р. Управление высокотехнологичными программами и проектами: пер. с англ. / Р. Арчибальд. – М.: ДМК Пресс, 2002. – 464 с.

2. Клиффорд Грей Управление проектами: практическое руководство: пер. с англ. / Клиффорд Ф. Грей, Эрик У. Ларсон. – М.: Дело и Сервис, 2003. – 528 с.

3. Королев Д. Эффективное управление проектами / Д. Королев. – М.: ОЛМА-ПРЕС, 2003. – 128 с.

4. A Guide to the project management body of knowledge (PMBOK). – USA: Project management Institute, 2004. – 421 p.

5. Товс А.С.. Управление проектами: стандарты, методы, опыт / А.С. Товс, Г.Л. Ципес. – М.: ЗАО «Олимп-Бизнес», 2003. – 240 с.

6. Москвин В.А. Управление рисками при реализации инвестиционных проектов / В.А. Москвин. – М.: Финансы и статистика, 2004. – 352 с.

7. Старинская А.А. Не изобретайте колесо или некоторые советы по организации проекта [Электронный ресурс] / А.А. Старинская. – Режим доступа: <http://www.manager.net.ua>.

8. Локир К. Управление проектами. Ступени высшего мастерства / К. Локир, Дж. Гордон. – М.: Гревцов Паблишер, 2008. – 352 с.

9. Дипроуз Д. Управление проектами / Д. Дипроуз. – М.: Эксмо, 2008. – 240 с.

10. Хэлдман К. Управление проектами / К. Хэлдман. – М.: ДМК Пресс, 2008. – 352 с.

Поступила в редакцию 1.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой менеджмента И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

СИСТЕМНЕ ПОДАННЯ ПРОЕКТНИХ РИЗИКІВ ПІДПРИЄМСТВА

М.О. Латкін

Розглянуто проблема структурування та формалізованого подання ризиків проектів для підвищення ефективності управління проектними ризиками підприємства. На основі регулярних схем системних моделей розроблено комплекс взаємопов'язаних моделей подання проектних ризиків підприємства. За допомогою сформованих системних моделей проектних ризиків та матричних проекцій між ними можна знизити негативний вплив ризиків на досягнення основних цілей та результатів проектів. Це дозволяє забезпечити ефективне виконання проектів підприємства з мінімальними витратами, накопичувати успішний практичний досвід в управлінні проектними ризиками.

Ключові слова: управління проектами, управління ризиками проектів, системні моделі проектних ризиків.

SYSTEM REPRESENTATION OF PROJECT RISKS FOR ENTERPRISE

M.A. Latkin

The problem of structurization and the formalized description of project risks for management efficiency increase by project risks of the enterprise is considered. On the basis of regular schemes of system models the complex of the interconnected models of representation of project risks for the enterprise is developed. By means of the generated system models of project risks and matrix projections between them it is possible to lower negative influence of risks on achievement of main objectives and results of projects. It allows providing effective performance of projects for the enterprise with the minimum costs, to accumulate successful practical experience in management of project risks.

Key words: projects management, management of project risks, system models of project risks.

Латкин Матвей Алексеевич — д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 681.3(031)

С.В. ЛЕНКОВ¹, С.А. ШВОРОВ¹, О.Б. ЛАНТВОЙТ², В.І. КУТАШЕВ³

¹*Військовий інститут Київського національного університету імені Тараса Шевченка*

²*Державна адміністрація прикордонної служби України*

³*Київський інститут автоматики*

МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО ПЛАНУВАННЯ ІНТЕНСИВНОЇ ПІДГОТОВКИ ОПЕРАТОРІВ АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ КОНТРОЛЮ ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

У статті пропонується метод оптимального планування інтенсивної підготовки операторів автоматизованих систем контролю повітряного простору, за допомогою якого забезпечується підвищення ефективності проведення тренувань на основі інтенсифікації відпрацювання навчальних завдань. За допомогою розробленого методу на кожному етапі процесу підготовки забезпечується формування та відпрацювання оптимального набору НЗ з урахуванням поточного рівня підготовки операторів й обмежень на їх навантаження.

Ключові слова: *контроль повітряного простору; тренажер оператора автоматизованого комплексу; тренажерна система; імітаційна модель; інтенсивна підготовка.*

Вступ

Постійне удосконалювання існуючих та розробка нових засобів і автоматизованих систем контролю (АСК) повітряного простору ставить підвищені вимоги до рівня підготовки і злагодженості операторів та осіб, що приймають рішення. Одним із напрямків підвищення рівня підготовки операторів є широке застосування тренажерних засобів та систем (ТС). Однак, існуючі тренажерні засоби операторів АСК повітряного простору, як правило, функціонують у демонстраційному режимі, тобто без врахування динаміки зміни рівня підготовки операторів по виконанню типових навчальних завдань (НЗ). Практика показує, що можливості традиційних методик навчання таких фахівців обмежені і не можуть забезпечити належної інтенсифікації їх підготовки [1].

Аналіз останніх досліджень і публікацій [2, 3] показує, що на даний час планування тренувань базується на інтуїції досвідченого керівника тренувань. Але відсутність науково обґрунтованих методик та математичних методів щодо планування тренувань призводить до нераціонального використання навчального часу та не досить високого збільшення рівня підготовки операторів АСК (диспетчерів управління повітряним, надводним або залізничним рухом та ін.). **Це пов'язано з тим, що** в сучасній літературі не достатньо повно висвітлені методичні основи інтенсивної підготовки операторів АСК, що потребує більш детального розгля-

дання цих питань. Вихід полягає в рішучому повороті від екстенсивних до інтенсивних методик навчання.

Метою статті є розробка методичних основ інтенсивної підготовки операторів автоматизованих систем контролю повітряного простору.

Виклад основного матеріалу дослідження. Одним із напрямків усунення зазначених недоліків є розробка математичного апарату планування тренувань, за допомогою якого на кожному етапі навчання з урахуванням досягнутого рівня підготовки операторів забезпечується оптимальне планування тренувань та змістовне наповнення процесу відпрацювання НЗ різних типів. При цьому процес функціонування тренажерної системи являє собою керований N-етапний динамічний процес, який на кожному (n-му) етапі характеризується двома видами параметрів - параметрами керування λ_n (інтенсивністю імітації надзвичайних ситуацій для відпрацювання типових НЗ) і параметрами стану $G_n(\lambda_n)$ (рівнем підготовки операторів АСК по виконанню НЗ) [4 – 6]. У якості обмеження виступає сумарне навантаження на оператора по виконанню типових операцій ($\rho_{\max}$), що передбачається можливостями автоматизованого робочого місця АСК.

Як показують результати експериментальних досліджень, прискорене відтворення повітряної обстановки на засобах відображення АСК повітряного простору забезпечує організуючий вплив

емоціогенних факторів. При завантаженні оператора АСК по виконанню навчальних завдань у межах $\rho_{\min} \leq \rho_i \leq \rho_{\max}$ S-напруженість позитивно впливає на роботу людини-оператора й сприяє максимальному підвищенню його продуктивності [4].

В моделі функціонування ТС, залежно від фактичних рівнів підготовки операторів, визначаються необхідні прогнозовані рівні підготовки з виконання п типів НЗ при відтворенні типових ситуацій з інтенсивністю λ_n . Виходячи з цього, передбачається, що загальний час тренування підрозділяється на N етапів, кожен з яких характеризується певною інтенсивністю відтворення надзвичайних ситуацій λ_n ($n = \overline{1, N}$), на які оператори реагують виконанням типових операцій НЗ на автоматизованих робочих місцях АСК. Інтенсивність потоку ситуацій змінюється від етапу до етапу в наростаючому підсумку:

$$\lambda_1 < \lambda_2 < \dots < \lambda_n < \dots < \lambda_N. \quad (1)$$

Кінцевою метою тренувань (W_N) є досягнення операторами максимально можливого рівня підготовки по виконанню НЗ у найбільш складних умовах повітряної обстановки.

Загалом задача оптимального планування імітованої повітряної обстановки та відпрацювання НЗ різних типів може бути подана наступним чином.

Знайти

$$\max W_N = \sum_{n=1}^N G_n(\lambda_n), \quad (2)$$

при

$$\rho_N = \rho_{\max}, \quad (3)$$

де ρ_N – навантаження на оператора на протязі N етапів.

Процес підготовки операторів в часі розбивається на N етапів і характеризується переходом рівня їх підготовки з одного стану в інший.

З урахуванням дискретного опису процесу керування цільова функція ефективності підготовки операторів АСК може бути подана сумою

$$W_N = \sum_{n=1}^N G_n(\lambda_n) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N P_n(\lambda_n), \quad (4)$$

де $P_n(\lambda_n)$ – рівень підготовки операторів по виконанню n-го типу НЗ після відтворення імітованих тактичних ситуацій з інтенсивністю λ_n на n-му етапі навчання (визначається експериментально);

N – загальна кількість етапів навчання.

Таким чином, необхідно знайти такі параметри імітованих тактичних ситуацій λ_n ($n = \overline{1, N}$) для відпрацювання типових НЗ на кожному етапі щоб максимізувати цільову функцію (4) при наступних обмеженнях:

$$\left. \begin{array}{l} \text{a) } \lambda_n = 0, 1, 2, \dots, \\ \text{b) } \sum_{n=1}^N t_n \lambda_n = \rho_{\max}, \end{array} \right\} \quad (5)$$

де t_n – час виконання n-го типу НЗ (на n-му етапі навчання).

Для знаходження оптимальних значень $\{\lambda_n\}$ скористуємося методом динамічного програмування [5, 6].

Позначимо

$$\max_{m_1, \dots, m_r} \sum_{n=1}^r G_n(\lambda_n), \quad (6)$$

при умові

$$\sum_{n=1}^r t_n \lambda_n = \xi \quad (7)$$

через $\Lambda_r(\xi)$.

Після нескладних перетворень переходимо до наступного рекурентного співвідношення динамічного програмування

$$\Lambda_r(\xi) = \max_{\lambda_r} \left\{ G_r(\lambda_r) + \Lambda_{r-1}(\xi - t_r \lambda_r) \right\}, \quad (8)$$

($r = 1, \dots, N$)

при умові

$$\lambda_{r_{\text{н.ц.}}} = \frac{\xi}{t_r}. \quad (9)$$

Характерним для динамічного програмування є визначений методичний підхід, а саме: процес планування імітованої повітряної обстановки поділяється на N етапів і здійснюється послідовна оптимізація кожного з них.

На кожному r-му етапі з урахуванням усіх можливих припущень результатів попереднього етапу обчислюється основне рекурентне співвідношення (8) та визначається умовний оптимальний параметр керування λ_r .

Прийнявши $\xi = \rho_{\max}$ та припустивши у (8) $r=N$, приходимо до співвідношення

$$\begin{aligned} \Lambda_N(\xi = \rho_{\max}) &= \\ &= \max_{\lambda_N} \left\{ G_N(\lambda_N) + \Lambda_{N-1}(\rho_{\max} - t_N \lambda_N) \right\} \end{aligned} \quad (10)$$

при умові

$$\lambda_{N_{н.ц.}} = \frac{\rho_{\max}}{t_N}. \quad (11)$$

Знайшовши з (10) оптимальне значення $\lambda_{N_{\text{opt}}}$ та припустивши

$$\xi_1 = \rho_{\max} - t_N \lambda_{N_{\text{opt}}}(\rho),$$

послідовно, починаючи з (N-1)-го етапу, знаходять-ся оптимальні значення решти змінних:

$$\lambda_{N-1}, \lambda_{N-2}, \dots, \lambda_1.$$

Необхідно відзначити, що метод динамічного програмування являє собою направлений послідовний перебір варіантів, що обов'язково приводить до глобального максимуму й оптимального вирішення задачі (2).

Для досягнення кінцевої мети (W_N) з використанням вищезазначеного методу підготовляється оптимальний план поетапного відпрацювання типових НЗ.

На основі застосування адаптивних тренажерних систем операторів АСК для кожного етапу тренувань, поки мета (W_N) не досягнута, повторюється наступна послідовність дій:

- відповідно до оптимального плану здійснюється відтворення необхідної імітованої обстановки для послідовного відпрацювання такого набору типових НЗ, при якому забезпечується досягнення необхідного (максимального) рівня підготовки операторів;

- на основі порівняння поточного рівня підготовки операторів по виконанню типових задач із необхідним приймається рішення про подальший хід тренування. Якщо поточний рівень не нижче необхідного – тренування продовжується. В інших випадках, в залежності від досягнутого рівня підготовки операторів на n-му етапі, виникає необхідність в адаптивній зміні (повторній оптимізації) плану відпрацювання різних типів НЗ. З цією метою для кожного етапу тренувань (починаючи з n-го) забезпечується формування оптимального набору відпрацювання НЗ з урахуванням поточного рівня підготовки операторів АСК.

Висновки

Таким чином, за допомогою розробленого методу на кожному етапі процесу підготовки забезпечується формування та відпрацювання оптимального набору НЗ з урахуванням поточного рівня підготовки операторів й обмежень на їх навантаження.

При цьому забезпечується досягнення максимального рівня підготовки операторів автоматизованих систем контролю повітряного простору по виконанню типових навчальних завдань у найбільш складних умовах повітряної обстановки.

Література

1. Михайленко В.П. Концептуальні основи побудови тренажерно-моделюючих систем підготовки фахівців автоматизованих комплексів контролю повітряного простору / В.П. Михайленко, О.А. Михайленко, С.А. Шворов // Вісник Київського національного університету імені Тараса Шевченка (ювілейний випуск). – К.: Київський університет, 2003. – С. 123-127.
2. Михайленко А.П. Про особливості та перспективи імітації радіолокаційної обстановки в інформаційних системах ППО / А.П. Михайленко, П.М. Сніцаренко, О.А. Михайленко // Наука і оборона. – 1998. – № 2. – С. 67-91.
3. Герасимов Б.М. Методика комплексної оцінки і вибору раціонального варіанту тренажерно-імітаційного комплексу / Б.М. Герасимов, О.Ю. Казанцев // Вісник ВІПІ НУТУ «КПІ», 2002. – № 3. – С. 23-28.
4. Шибанов Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах человек - техника / Г.П. Шибанов. - М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.
5. Зайченко Ю.П. Исследование операций: учеб. пособие для студентов вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. / Ю.П. Зайченко. – К.: Вища школа, 1979. – 392 с.
6. Зайченко Ю.П. Исследование операций: Сборник задач. – 2-е изд., перераб. и доп. / Ю.П. Зайченко, С.А. Шумілова. - К.: Вища школа, 1990. – 239 с.

Надійшла до редакції 30.03.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., провідний науковий співробітник В.В. Зубарев, Науково-дослідний центр Військового інституту Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ.

МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ИНТЕНСИВНОЙ ПОДГОТОВКИ ОПЕРАТОРОВ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА***С.В. Ленков, С.А. Шворов, О.Б. Лантвойт, В.И. Куташев***

В статье предлагается метод оптимального планирования интенсивной подготовки операторов автоматизированных систем контроля воздушного пространства, с помощью которого обеспечивается повышение эффективности проведения тренировок на основе интенсификации отработки учебных задач. С помощью разработанного метода на каждом этапе процесса подготовки обеспечивается формирование и отработка оптимального набора УЗ с учетом текущего уровня подготовки операторов и ограничений на их нагрузку.

Ключевые слова: контроль воздушного пространства; тренажер оператора автоматизированного комплекса; тренажерная система; имитационная модель; интенсивная подготовка.

METHOD OF OPTIMUM PLANNING OF INTENSE TRAINING OF MECHANIC OF AUTOMATED VERIFICATION SYSTEM OF AIR SPACE***S.V. Lenkov, S.A. Shvovor, O.B. Lantvoit, V.I. Kutashev***

In article the method of optimum planning of intense training of mechanic of automated verification system of air space with its help the efficiency upgrading of carrying out of trainings on the basis of an intensification of labour-rent of educational problems is provided. With the help of developed method for every apiece of grade of preparation formation of an optimum set EA taking into account current level of training of operators and restrictions of their loading is provided.

Keywords: air space control, operator training simulator, training system, simulating model, intense training.

Ленков Сергій Васильович – д-р техн. наук, професор, начальник науково-дослідного центру Військового інституту Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ, Україна, e-mail: lenkov_s@ukr.net.

Шворов Сергій Андрійович – д-р техн. наук, старший науковий співробітник, професор кафедри тактики та оперативного мистецтва Військового інституту Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ, Україна.

Лантвойт Олег Борисович – канд. техн. наук, доцент, заступник голови Державної адміністрації прикордонної служби України, Київ, Україна.

Куташев Владислав Ігорович – здобувач, молодший науковий співробітник Київського інституту авіації, Київ, Україна.