

ВЕСТНИК

Самарского
государственного
аэрокосмического
университета
имени академика
С.П. Королева

2002

1



ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

№ 1

2002

Главный редактор
В. А. Сойфер

Заместители главного редактора
В. Л. Балакин, С. В. Лукачев, Е. В. Шахматов

Ответственный секретарь
А. Г. Прохоров

Редакционная коллегия:
Г. П. Аншаков, В. А. Барвинок, С. К. Бочкарев, Ф. В. Гречников,
А. И. Ермаков, В. Г. Засканов, Н. Л. Казанский, Л. И. Калакутский,
В. Р. Каргин, В. А. Комаров, Н. Е. Конюхов, А. Н. Коптев,
В. С. Кузьмичев, С. А. Прохоров, В. В. Салмин, Ю. Л. Тарасов,
А. Н. Тихонов, Ю. Ф. Широков, И. Л. Шитарев, В. П. Шорин

© Самарский государственный аэрокосмический университет
443086 Самара, Московское шоссе 34
Тел. (8462) 35 73 32, факс: (8462) 35 16 36
Электронная почта: vest@ssau.ru

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|---|---|
| От главного редактора | 7 |
| Основные направления научных исследований Самарского государственного аэрокосмического университета <i>Е. В. Шахматов</i> | 8 |

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

| | |
|---|----|
| Динамика и управление движением авиационно-космических и ракетно-космических систем <i>В. С. Асланов, В. Л. Балакин, И. В. Белоконов, С. А. Ишков, Ю. Н. Лазарев, Б. А. Титов</i> | 14 |
| Управление качеством производства лопаток газотурбинных двигателей с направленной кристаллизацией <i>В. А. Барвинок, В. П. Голанов, А. Н. Чекмарев</i> | 24 |
| Устойчивость оптимальных решений при формировании рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей для многоцелевого вертолета <i>В. А. Григорьев</i> | 33 |
| Выбор оптимизируемых параметров рабочего процесса и методика теплового расчета авиационных поршневых двигателей в системе летательного аппарата <i>А. В. Григорьев, С. В. Лукачев</i> | 39 |
| Оценка весовой эффективности силовых схем несущих поверхностей <i>В. А. Комаров, А. В. Гуменюк</i> | 45 |
| Приближенное решение задачи о ламинарном пограничном слое на подвижной поверхности без применения интегральных соотношений <i>В. Г. Шахов</i> | 55 |

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

| | |
|---|----|
| Математическое моделирование процесса плазмохимического гетерогенного синтеза покрытий из плазменных потоков <i>В. А. Барвинок, В. И. Богданович, В. Л. Китайкин</i> | 61 |
| Феноменологические и кристаллографические основы формирования заданной анизотропии свойств при прокатке высокотекстурованных алюминиевых лент <i>Ф. В. Гречников, В. Ю. Арышенский</i> | 68 |
| Исследование влияния подачи воздуха во всасывающую магистраль центробежного насоса на его виброакустические характеристики <i>А. А. Иголкин, А. Н. Крючков, А. Б. Прокофьев, Е. В. Шахматов</i> | 78 |
| Система мониторинга показателей ритма сердца <i>Л. И. Калакутский, В. Н. Конюхов</i> | 84 |
| Тензорная методология в теории представлений организационно-технических систем <i>А. Н. Контев, Г. И. Коротнев</i> | 91 |

| | |
|--|-----|
| Ремонтная технология восстановления усталостной прочности дисков турбин с использованием термопластического упрочнения <i>Б. А. Кравченко, М. А. Вишняков</i> | 95 |
| Контроль чистоты рабочей жидкости гидроагрегатов и гидрофицированного технологического оборудования <i>Л. М. Логвинов, Е. И. Поминов, И. А. Кудрявцев, П. Г. Редько, А. В. Амбарников, А. С. Рухлин</i> | 99 |
| Газодинамическое проектирование тормозных ступеней осевых малоразмерных турбин <i>Н. Ф. Мусаткин, В. М. Радько</i> | 105 |
| Методика расчета кинетики процесса образования кокса при течении углеводородных теплоносителей <i>А. А. Харин, Л. С. Яновский</i> | 110 |
| Определение скорости удаления коксоотложений в каналах топливных систем газотурбинных двигателей методом выжигания в воздушном потоке <i>А. А. Харин, Л. С. Яновский</i> | 114 |
| Разработка лазерной системы визуализации кавитационных процессов на входе в насосные агрегаты мощных энергоустановок <i>В. П. Шорин, О. А. Журавлев, А. В. Ивченко, С. Ю. Комаров, А. Н. Крючков, Ю. Д. Щеглов</i> | 119 |
| ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ НАУКИ | |
| Уменьшение ошибок стабилизации соосных тел переменного состава при входе в атмосферу <i>В. С. Асланов, А. В. Дорошин, Г. Е. Круглов</i> | 126 |
| КИБЕРНЕТИКА И ИНФОРМАТИКА | |
| Процедуры коррекции цвета компьютерных изображений на основании многооткликковых регрессионных моделей <i>С. А. Попов, Г. М. Емельянов</i> | 135 |
| Моделирование работы коммутатора в полнодуплексном режиме <i>А. П. Шибанов</i> | 143 |
| ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ | |
| Единое информационное пространство бухгалтерского учета, анализа и аудита <i>В. В. Агафонова</i> | 151 |
| Программно-целевой подход к управлению процессами реструктуризации промышленных предприятий <i>Л. П. Бажуткина</i> | 159 |
| Проблемы определения стоимости высшего образования <i>В. А. Носков</i> | 165 |

CONTENTS

| | |
|--|----|
| Editorial | 7 |
| Main Research Areas of Samara State Aerospace University <i>Ye. V. Shakhmatov</i> | 8 |
| AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING | |
| Dynamics and Motion Control of Aerospace and Space-Rocket Systems <i>V. S. Aslanov, V. L. Balakin, I. V. Belokonov, S. A. Ishkov, Yu. N. Lazarev, B. A. Titov</i> | 14 |
| Management of Quality of Production of Turbine Shoulder Blades GTD with Direct Crystallization <i>V. A. Barvinok, V. P. Golanov, A. N. Chekmarev</i> | 24 |
| Stability of Optimal Solutions in the Formation of the Operation Process of Small Gas-Turbine Engines for a Multipurpose Helicopter <i>V. A. Grigoriev</i> | 33 |
| Choice of Optimum Parameters for Operation Process and the Approach to Thermal Calculation of Aircraft Piston Engines Technique in the Aircraft System <i>A. V. Grigoriev, S. V. Lukachev</i> | 39 |
| Estimation of Weight Efficiency of the Power Schemes of Lift Surfaces <i>V. A. Komarov, A. V. Gumeniuk</i> | 45 |
| Approximate Solution of a Laminar Boundary Layer on Moving Surfaces without Use of Integral Relations <i>V. G. Shakhov</i> | 55 |
| TECHNICAL SCIENCES | |
| Mathematical Modeling of Processes of Plasmachemical Heterogeneous Coatings of Plasma Flow <i>V. A. Barvinok, V. I. Bogdanovitch, V. P. Kitaikin</i> | 61 |
| Fenomenological and Crystallographic Fundamentals of Given Properties Anisotropy Formation at Rolling of Hightextured Aluminium Bands <i>F. V. Grechnikov, V. Y. Aryshensky</i> | 68 |
| Research of Influencing of Air Delivery in a Suction Pipe Line of the Centrifugal Pump on its Vibroacoustical Response <i>A. A. Igolkin, A. N. Kruchkov, A. B. Prokofiev, E. V. Shakhmatov</i> | 78 |
| Monitoring System of Heart Rate Indeces <i>L. I. Kalakoutski, V. N. Konukhov</i> | 84 |
| Tensorial Methodology of Representation in the Theory of Organizational-Technical Systems <i>A. N. Koptev, G. I. Korotnev</i> | 91 |

| | |
|---|-----|
| Fatigue Strength Reconditioning Technology for Turbine Disks by Heat-plastic Treatment Hardening | |
| <i>B. A. Kravchenko, M. A. Vishniakov</i> | 95 |
| Purity Control of Hydro Units and Hydraulic Technological Equipment | |
| <i>L. M. Logvinov, E. I. Pominov, I. A. Kudriavtsev, P. G. Redko, A. B. Ambarnikov, A. S. Rukhlin</i> | 99 |
| Gas-Dynamic Design of Brake Steps for Axial Microturbines | |
| <i>N. F. Musatkin, V. M. Rad'ko</i> | 105 |
| Technique for the Calculation of Kinetics of the Process of Formation of Coke At Current Hydrocarbon of Heat-Carriers | |
| <i>A. A. Kharin, L. S. Yanovsky</i> | 110 |
| Definition of Speed of Removing Carbon Building in the Channels of Fuel Systems GTE by the Method of Burning Out in Air Flow | |
| <i>A. A. Kharin, L. S. Yanovsky</i> | 114 |
| Design of a Laser System of Visualization of Cavitation Processes on an Input of a Pump of High Power Engines | |
| <i>V. P. Shorin, O. A. Zhuravlev, A. V. Ivchenko, S. Y. Komarov, A. N. Kruchkov, Y. D. Scheglov</i> | 119 |

PHYSICS AND MATHEMATICS

| | |
|---|-----|
| Errors Reductions of Stabilization Coaxial Bodies with Variable Structure at Reenter in the Atmosphere | |
| <i>V. S. Aslanov, A. V. Doroshin, G. E. Kruglov</i> | 126 |

CYBERNETICS AND INFORMATION SCIENCE

| | |
|--|-----|
| Procedures of Digital Image Color Correction Based on the Multiresponse Regression Models | |
| <i>S. A. Popov, G. M. Emelyanov</i> | 135 |
| Simulation of Operation of the Commutator in a Duplex Mode | |
| <i>A. P. Shibakov</i> | 143 |

HUMANITIES

| | |
|--|-----|
| Unified Information Environment of Accounting, Analysis and Audit | |
| <i>V. V. Agafonova</i> | 151 |
| Programme – Oriented Approach to Control of Restructuring Processes at Industrial Enterprises | |
| <i>L. P. Bazhutkina</i> | 159 |
| Problems of Cost Calculation of Higher Education | |
| <i>V. A. Noskov</i> | 165 |

ОТ ГЛАВНОГО РЕДАКТОРА

Выход в свет первого выпуска сборника научных трудов «Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета» приурочен к 60-летию юбилею нашего университета.

В сравнении с классическими университетами мира, история которых насчитывает сотни лет, СГАУ очень молод, но по уровню, традициям, накопленному опыту и авторитету он вполне достоин быть с ними в одном ряду. Достижения научных школ и уникальные разработки ученых СГАУ нашли свое применение не только в аэрокосмической индустрии, но и во многих других отраслях народного хозяйства и сферах жизни общества.

Знания и опыт наших ученых позволяют готовить высококвалифицированные инженерные кадры, что признается и в России, и за рубежом.

По этапам развития университета можно сделать вывод, что здесь всегда чувствовали и чувствуют веление времени. Так в течение последних десяти лет СГАУ «осваивает» новое пространство в подготовке кадров, включающее в себя в том числе экономику и управление бизнесом, физику, механику, стандартизацию и сертификацию, лазерные системы. Отдавая приоритет техническим наукам, университет в последнее время уделяет большое внимание гуманитаризации инженерного образования, активному международному сотрудничеству, внедрению новых форм обучения, развитию дистанционного образования.

Отражение результатов фундаментальных и прикладных исследований, выполняемых в стенах нашего университета, идей и мнений наших ученых является целью издания «Вестника». На страницах нашего сборника будут представлены статьи широкого спектра научных направлений, поэтому он будет интересен ученым и специалистам различных областей деятельности.

Надеемся, что своим опытом с нами будут делиться коллеги из других вузов и научных центров, публикуя у нас результаты своих исследований.

С пожеланиями творческих успехов,
Ректор СГАУ

В. А. Соيفер

EDITORIAL

The first issue of the collection of research papers “Bulletin of Samara State Aerospace University” was released on the occasion of the University’s 60th Anniversary.

Compared with the world’s classical universities, going back hundreds of years, SSAU is very young. However, SSAU can rank among them due to its high standing, remarkable traditions, vast experience and excellent reputation. SSAU researchers’ unique developments as well as the achievement of its scholars have not only been implemented in the aerospace industry, but also in many other branches of the national economy and spheres of people activity.

Our scientists’ qualifications enable them to train highly qualified engineers, which have been recognized both in Russia and abroad.

The imperatives of time have always been followed here – this is what one can conclude from the University’s history. Thus, new spheres in the training of specialists have been “explored” including Economics and Business Administration, Physics, Mechanics, Standards and Certification, Laser Systems. Engineering being still the priority, the University has recently been giving more attention to bringing the humanities to the engineering education, developing the extensive international cooperation, introducing the new teaching methods, developing the distance education.

The mission of the “Bulletin” is to demonstrate the results of fundamental and applied research carried out at the University as well as to promulgate the ideas and observations of our scientists.

The “Bulletin” will publish a wide spectrum of papers, which should make it interesting to specialists in various spheres of science.

It is our hope that our colleagues from other universities and research centers will share their experiences by contributing their research results and having them published in our bulletin.

I wish you very success in your research.

Sincerely,

Victor A. Soifer, Rector of Samara State Aerospace University

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

© 2002 Е. В. Шахматов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева

В статье представлены некоторые направления научных исследований, проводимых в СГАУ в последние годы, и отмечены основные научные школы.

Одной из наиболее точных оценок уровня развития любой страны современного мира и, самое главное, возможных перспектив её развития является состояние исследований и научно-технических разработок в аэрокосмической отрасли. Эта наукоёмкая отрасль аккумулирует самые современные достижения практически всех фундаментальных и прикладных наук – от физики и математики, философии и астрономии до материаловедения, динамики, прочности и надежности сложнейших конструкций, работающих в экстремальных условиях. Причём, полученные новые знания для решения задач аэрокосмической отрасли используются затем во многих отраслях и дают мощный толчок развитию новых технологий.

Здесь сочетаются интересы науки, промышленности, обороны, коммуникаций, энергетики, медицины, а также бизнеса и политики. В России осталось всего несколько регионов и вузов, способных производить технику, проводить научные исследования и готовить специалистов для аэрокосмической отрасли. Это уникальные островки высоких технологий, сохранившие энтузиастов науки и техники XXI века. К таким островкам относится Самара, где пока ещё сохраняется куст аэрокосмических предприятий и кузница уникальных для России кадров – Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева, созданный как Куйбышевский авиационный институт в 1942 году, когда на фронтах Великой Отечественной войны решалась судьба нашей Родины.

Сегодня судьба России как самостоятельной великой державы зависит от того,

сохраним ли мы стратегические отрасли, к которым, безусловно, относятся авиационная и ракетно-космическая. Сохраним, если будут работать предприятия, НИИ и вузы, а государство создаст для этого необходимые условия.

Самарский государственный аэрокосмический университет (СГАУ) на протяжении многих лет тесно сотрудничает с предприятиями аэрокосмического комплекса страны в области решения актуальных для производства научных проблем, подготовки инженерных кадров и кадров высшей квалификации. Совместно решаются задачи различной направленности в таких областях, как:

- аэродинамика, динамика полета, проектирование и технология изготовления авиационных и космических летательных аппаратов;
- конструкция, бортовые системы и оборудование летательных аппаратов;
- теоретические и экспериментальные исследования двигателей летательных аппаратов;
- моделирование и проектирование в двигателестроении;
- двигатели внутреннего сгорания;
- специальные материалы для двигателестроения;
- технология производства, системы, узлы и агрегаты двигателей;
- технология производства деталей и узлов машин;
- лазерные и электронно-ионно-плазменные технологии;
- прессование, спекание и штамповка изделий из порошковых материалов;

- обработка поверхности пластическим деформированием;
- обработка изображений и компьютерная оптика;
- системы автоматизированного проектирования.

Совместные работы ученых нашего университета и представителей промышленности привели к новым техническим и технологическим решениям, которые были высоко оценены в различных отраслях производства.

Был создан новый материал МР (пористый металлический аналог резины), обладающий уникальными свойствами, сформулированы основы конструкционного демпфирования и виброзащиты конструкций, разработаны мероприятия по совершенствованию процессов горения в камерах сгорания авиационных и ракетных двигателей. В интересах производственных и эксплуатирующих организаций были решены многие задачи аэродинамики и теплообмена, оптимального управления движением космических летательных аппаратов, динамики пневмогидравлических и топливных систем, разработаны новые системы автоматизированного проектирования и расчета авиационных конструкций, технологические процессы изготовления элементов летательных аппаратов и двигателей, обработки изображений, компьютерных технологий широкого применения.

Проведенные исследования и созданные на их основе изделия использовались при создании самолетов Ту-154, Ту-144, Бе-30, Ил-96; первых в мире авиационных двигателей, работающих на водороде и сжиженном природном газе; ракеты-носителя "Энергия"; космических аппаратов, используемых для исследования природных ресурсов.

Вместе с тем ограничение в последние годы объемов финансирования потребовало выделить приоритетные направления научных исследований, наиболее востребованные современными производствами, что стало и своеобразным ориентиром при подготовке инженерных кадров в современных условиях.

Для концентрации усилий ученых университета на наиболее важных научных направлениях, повышения эффективности на-

учно-исследовательской работы в новых экономических условиях на базе нескольких научных подразделений университета за последние годы были созданы научно-исследовательские институты: акустики машин, авиационных конструкций, приборостроения, технологий и проблем качества. Причём НИИ акустики машин и НИИ технологий и проблем качества, являясь структурными подразделениями СГАУ, приняты под научно-методическое руководство Российской академии наук (РАН).

Из научных подразделений университета вышли академические НИИ: Институт систем обработки изображений РАН и Волжский филиал института металлургии и материаловедения имени А. А. Байкова.

Несмотря на высокую инертность российской образовательной системы, ориентирование на потребности современного производства всегда позволяло СГАУ готовить специалистов, востребованных производством и обществом. Причём исторически сложилось так, что высокий уровень подготовки специалистов обеспечивался благодаря единству учебного и научного процессов.

Подготовка инженерных кадров осуществляется в СГАУ на 10 факультетах по 27 специальностям 800 преподавателями, в числе которых более 100 докторов наук, профессоров. Для поддержки учебного процесса и научных исследований за последние годы в СГАУ осуществлено практически полное переоснащение подразделений университета средствами вычислительной техники, созданы современные компьютерные сети.

Развитая материальная база, уникальные экспериментальные стенды и современные информационные технологии позволяют ежегодно выпускать до 1000 молодых специалистов, которые соответствуют высоким требованиям предприятий и организаций.

СГАУ традиционно осуществляет подготовку преподавательских и научных кадров.

В университете функционируют 8 диссертационных советов по защите докторских диссертаций с правом приема и кандидатских диссертаций по 18 специальностям:

01.02.01 – теоретическая механика - по техническим наукам;

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы - по техническим наукам;
01.02.06 - динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры - по техническим наукам;
01.04.01 - приборы и методы экспериментальной физики - по техническим и физико-математическим наукам;
01.04.05 – оптика - по физико-математическим наукам;
05.02.22 – организация производства - по техническим и экономическим наукам;
05.02.23 – стандартизация и управление качеством продукции - по техническим наукам;
05.03.05 – технологии и машины обработки давлением - по техническим наукам;
05.07.02 – проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов - по техническим наукам;
05.07.03 – прочность и тепловые режимы летательных аппаратов - по техническим наукам;
05.07.05 - тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов - по техническим наукам;
05.07.07 - контроль и испытание летательных аппаратов и их систем - по техническим наукам;
05.07.09 – динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов - по техническим наукам;
05.13.05 – элементы и устройства вычислительной техники и систем управления - по техническим наукам;
05.13.12 – системы автоматизации проектирования (в машиностроении) - по техническим наукам;
05.13.18 – математическое моделирование, численные методы и комплексы - по техническим и физико-математическим наукам;
08.00.05 – экономика и управление народным хозяйством (экономика, организация и управление предприятиями, отраслями и комплексами промышленности) - по экономическим наукам;
08.00.13 – математические и инструментальные методы экономики - по экономическим наукам.
Только в 2001 году докторские диссертации защитили 7 ученых университета, канди-

датские диссертации защитили 19 сотрудников и аспирантов университета. В аспирантуре университета обучается более 220 человек.

Важная роль отводится научно-исследовательской работе студентов. Ежегодно более 1000 студентов проводят научные исследования под руководством ведущих научно-педагогических сотрудников университета, которые представляют различные научные школы и научные направления университета.

Каждая научная школа заслуживает отдельного подробного описания, чего невозможно сделать в рамках одной статьи, поэтому остановлюсь лишь на некоторых научных направлениях, которые востребованы и даже в сегодняшних условиях обеспечивают основной научный выход – защиты диссертаций, публикации и рост объемов НИР (рис. 1, табл. 1).

Вместе с тем, хочу заметить, что достаточно подробные и интересные материалы о ведущих учёных, о научных школах и направлениях университета опубликованы в юбилейном сборнике «От КуАИ до СГАУ (1942 – 2002)», выпущенном в 2002 году.

Наиболее востребованными и широко применяемыми в авиационной и ракетно-космической технике разработками СГАУ остаются виброизоляторы из материала МР, первые изделия из которого были созданы А. М. Сойфером, В. Н. Бузицким и В. А. Першиным более сорока лет назад.

Следует отметить, что это одно из направлений научной школы профессора А. М. Сойфера, на базе которой в 1958 году была создана первая вузовская отраслевая научно-исследовательская лаборатория (ОНИЛ–1) вибрационной прочности и надёжности авиационных изделий.

ОНИЛ–1 университета является сегодня серийным производителем различных типов виброизоляторов для ракетно-космической техники. Уникальные возможности изделий из материала МР определяют и широкие области их применения:

- виброизоляция, термозащита и шумоглушение объектов и их элементов, преимущественно в аэрокосмической технике;

- эластичные металлопластмассовые опоры скольжения как с жидкостным охлаж-

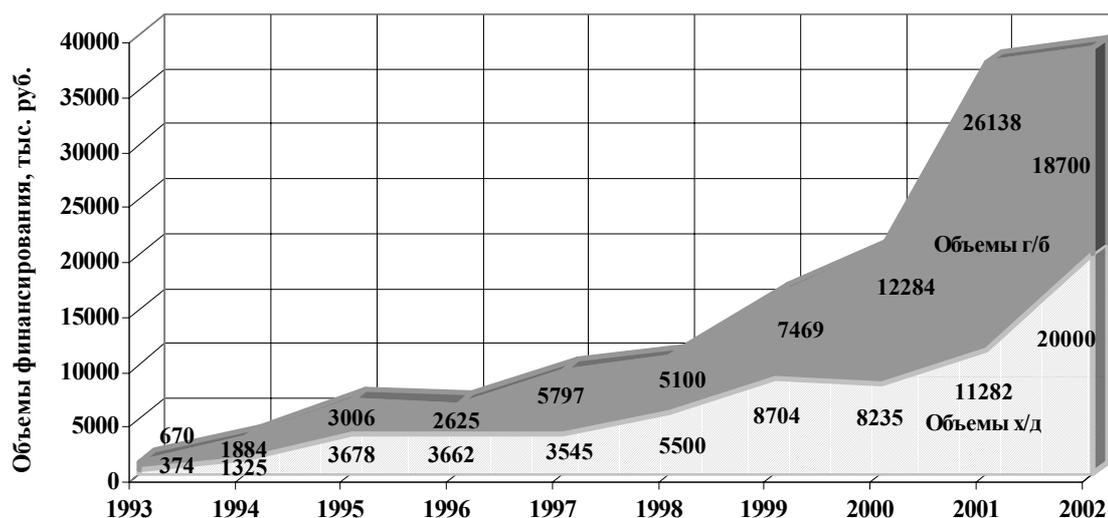


Рис. 1. Финансирование НИИР

дением, так и самосмазывающие для турбо-роторных объектов различного назначения (подшипниковая, химическая и нефтегазовая промышленность);

- фильтровальная техника с точностью фильтрации до 10 мкм;
- уплотнительная техника (уплотнения; запорные, регулирующие и редуцирующие элементы пневмогидроарматуры), в том числе на криогенные среды и природный газ;
- теплопередающие системы и устройства (фитили тепловых труб, теплообменники).

Перспективными отраслями использования материала МР являются:

- очистка внутренних поверхностей трубопроводов от наслоений;
- создание «щеточных» уплотнений (взамен лабиринтных);
- использование в качестве катализаторов химических реакций;
- медицинская техника (электроды для электрофореза, зубные протезы);
- использование в качестве покрытия («дельфиновая» кожа) наружных поверхностей трубопроводов и обтекаемых жидкостью тел (затворы, регулирующие органы и пр.) для улучшения акустических и гидродинамических характеристик объектов.

В ОНИЛ–1 сложилось несколько научных школ и направлений – по исследованию

и устранению колебаний роторов турбомашин (профессор В. П. Иванов), по расчёту и проектированию гидрогазостатических опор роторов (профессор А. И. Белоусов), по исследованию и устранению пульсаций рабочих сред в гидрогазовых системах (академик РАН В. П. Шорин).

Причём на базе научной школы В. П. Шорина создан научно-исследовательский институт акустики машин (ИАМ), коллектив которого проводит теоретические и экспериментальные исследования по разработке методов и средств снижения виброакустических нагрузок в пневмо-гидромеханических системах. В ИАМ разработаны:

- гасители колебаний и гидроудара в гидросистемах, уменьшающие в 2-7 раз колебания давления;
- глушители шума выхлопа пневмосистем широкого назначения, снижающие шум струи отработанного воздуха на 28-32 дБА;
- упругодемпфирующие опоры и рукоятки, позволяющие изолировать корпус объекта от вибраций ротора и снижающие колебания в частотном диапазоне 10-5000 Гц в 8-10 раз;
- новые звукопоглощающие и изолирующие материалы с твёрдым звукопоглотителем складчатой структуры (типа z-гофра), которые позволяют решать задачи звукоизоляции и звукопоглощения без применения вредных

Таблица 1. Показатели НИР по годам

| ПОКАЗАТЕЛЬ | 1997 | 1998 | 1999 | 2000 | 2001 |
|---|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| Подготовка кадров | | | | | |
| Защитили докторские диссертации | 6 | 8 | 10 | 7 | 7 |
| Защитили кандидатские диссертации | 13 | 11 | 17 | 27 | 19 |
| Научно-исследовательская работа студентов | | | | | |
| Количество докладов на студенческих научно-технических конференциях | 1167 | 1109 | 1057 | 998 | 1175 |
| Количество публикаций | 226 | 215 | 289 | 263 | 325 |
| Количество наград на Всероссийском конкурсе | 12 | 16 | 13 | 17 | 17 |
| Изобретательская деятельность | | | | | |
| Число заявок на объекты промышленной собственности | 27 | 19 | 43 | 36 | 29 |
| Решения о выдаче охранного документа | 23 | 20 | 10 | 37 | 64 |
| Получено патентов | 32 | 20 | 32 | 25 | 39 |
| Публикации, конференции | | | | | |
| В центральной печати (статьи) | 87 | 82 | 124 | 103 | 127 |
| В иностранных изданиях | 53 | 47 | 37 | 39 | 58 |
| Монографий | 16 | 20 | 23 | 20 | 22 |
| Участие в конференциях | 116 | 117 | 111 | 132 | 144 |

рыхловолоконистых поглотителей на основе стекловолокна.

Востребованность разработок подтверждается решением конкретных задач: был уменьшен уровень шума на рабочем месте оператора станка специального назначения на 6-7 дБА (партнер – МКБ АЛИСС, г. Москва); снижен уровень шума автомата «Викерс» для навивки плоских пружин сидений автомобилей на 10-12 дБА (АО «АвтоВАЗ»); доведен до санитарных норм уровень шума на рабочих местах линии № 1 производства шоколадного полуфабриката и снижен с 98 до 84 дБА уровень шума на рабочих местах линии № 3 при формовке 25-граммового шоколада (АО «Россия», г. Самара); разработаны и испытаны в промышленных условиях глушители выхлопа пневмосистем пресового и металлургического производства, превзошедшие по техническим характеристикам отечественные и зарубежные аналоги (АО «АвтоВАЗ»); разработаны и внедрены пневмошлифовальные ручные машинки с пони-

женным (на 10-15 дБ) уровнем вибрации (ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ – Прогресс», г. Самара); разработаны и внедрены вентиляционные и выхлопные глушители стационарной дизельной энергоустановки, обеспечивающие санитарные нормы по шуму на прилегающей жилой зоне (Сбербанк, г. Самара).

В университете сегодня работают два член-корреспондента РАН – В. А. Барвинок и В. А. Соيفер.

Технологическая научная школа В. А. Барвинка широко внедряет свои разработки, среди которых:

- технология нанесения износостойких плазменных покрытий на корпусные детали роторно-поршневого двигателя;
- мобильная малогабаритная установка плазменного напыления;
- технология диффузионной сварки и ремонта роторов турбин малоразмерных турбоагрегатов;
- технология термовакuumной клиновой сварки биметаллических трубных переходников;

- технология диффузионной пайки в вакууме металлокерамических датчиков;
- технология диффузионной сварки биметаллических токосъёмников электроподстанций;
- технологии штамповки полиуретаном деталей из листовых, трубчатых и профильных заготовок;
- износостойкие вакуумные ионно-плазменные покрытия;
- ионно-плазменная вакуумная технология нанесения многослойных электропроводных покрытий на детали из полимеров и углекомпозиционных материалов для радио-электрооборудования космических аппаратов;
- ионно-плазменная вакуумная технология нанесения многослойного радиоотражающего покрытия для антенн космических аппаратов из углеродного композиционного материала.

Научная школа В. А. Сойфера проводит фундаментальные исследования по следующим основным направлениям:

- математическое моделирование процессов управления пространственно-временными параметрами волновых полей;
- разработка методов решения прямых и обратных задач дифракции для расчёта плос-

ких оптических элементов;

- решение проблем дискретизации волновых полей и установление связей дискретных и непрерывных представлений;
- разработка методов спектрального анализа и управления поперечно-модовым составом волновых полей в волоконных световодах, резонаторах лазеров и градиентных средах;
- разработка физико-математических основ синтеза дифракционного микрорельефа плоских оптических элементов;
- разработка математических методов, алгоритмов и устройств обработки изображений;
- разработка информационных технологий создания дифракционных оптических элементов и обработки изображений.

В 2002 году СГАУ стал победителем конкурса на получение гранта CRDF на создание научно-отраслевого центра «Математические основы дифракционной оптики и обработки изображений».

В настоящей статье были отмечены только научные исследования, проводимые в СГАУ и получившие академическое признание. В последующих выпусках сборника «Вестника» будут представлены и другие направления научных исследований в СГАУ.

MAIN RESEARCH AREAS OF SAMARA STATE AEROSPACE UNIVERSITY

© 2002 Ye. V. Shakhmatov

Samara State Aerospace University

In the article several research areas carried out in Samara State Aerospace University and scientific schools acknowledged academically are represented.

**ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИХ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

© 2002 В. С. Асланов, В. Л. Балакин, И. В. Белоконов, С. А. Ишков,
Ю. Н. Лазарев, Б. А. Титов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева

В статье приведены некоторые результаты исследований в области динамики и управления движением авиационно-космических и ракетно-космических систем, выполненных в Куйбышевском авиационном институте – Самарском государственном аэрокосмическом университете в 1975...2002 гг. Рассмотрены вопросы, связанные с движением аэрокосмических и спускаемых аппаратов в атмосфере, полетом космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги, модальным управлением космическими аппаратами и ракетами-носителями, планированием спутниковой радионавигации для космических аппаратов.

Научные исследования в области динамики и управления движением летательных аппаратов активно развивались после создания в 1967 году в Куйбышевском авиационном институте (ныне Самарском государственном аэрокосмическом университете) кафедры динамики полета и систем управления и в 1969 году – научно-исследовательской группы при кафедре (ныне научно-исследовательская лаборатория динамики и управления движением летательных аппаратов).

Под влиянием актуальных задач, которые ставились конструкторскими бюро и научно-исследовательскими институтами в области ракетно-космической техники, возникли и сформировались следующие направления научных исследований:

- разработка алгоритмов управления спускаемыми и аэрокосмическими аппаратами в атмосфере (Белоконов В. М., Балакин В. Л., Лазарев Ю. Н., Шершнева В. М., Морозов Л. В., Потапов И. В., Гераськин М. И., Баяндина Т. А.);

- движение вокруг центра масс неуправляемых спускаемых аппаратов (Белоконов В. М., Асланов В. С., Заболотнов Ю. М., Тимбай И. А., Бойко В. В., Серов В. М., Кислов А. В., Любимов В. В., Мясников С. В., Дорошин А. В.);

- разработка методов оптимального управления динамическими системами с неполной информацией и их приложение к задачам механики полета с малой тягой (Салмин В. В., Ишков С. А., Васильев В. В., Юрин

В. В., Соколов В. О., Старинова О. Л., Романенко В. А.);

- разработка методов и алгоритмов моделирования и синтеза управления летательными аппаратами с упругодеформируемыми элементами конструкции (Вьюжанин В. А., Титов Б. А., Горелов Ю. Н., Горелова О. И., Аксенов А. В., Давыдов И. Е.);

- методы и алгоритмы спутниковой радионавигации для космических аппаратов (Белоконов И. В., Долгинцев А. П., Борисов А. В., Павлов О. В., Агафонова С. Е.).

В 1981 году на базе Центрального специализированного конструкторского бюро и кафедры динамики полета Куйбышевского авиационного института была образована Куйбышевская секция научного совета Академии наук СССР по управлению движением и навигации. Начиная с 1983 года, секция регулярно, один раз в два года, проводила Всесоюзные, а затем Всероссийские семинары по управлению движением и навигации летательных аппаратов с выпуском сборников научных трудов.

В работе семинара принимают участие ученые и специалисты России (Самара и Самарская область, Москва и Московская область, Санкт-Петербург, Иркутск, Казань, Уфа, Пермь, Тамбов, Миасс) и Украины (Харьков), а также аспиранты и студенты Самарского государственного аэрокосмического университета. В среднем на семинарах заслушивается 80 докладов.

В 2002 году Куйбышевскому авиационному институту (КуАИ) - Самарскому государственному аэрокосмическому университету (СГАУ) исполняется шестьдесят лет. Среди приоритетных научных направлений университета выделено направление «Аэродинамика, динамика полета, проектирование и технология изготовления авиационных и космических летательных аппаратов».

В настоящей статье приведены некоторые результаты, полученные с участием авторов с 1975 по 2002 гг.

Управление траекториями движения аэрокосмических аппаратов в атмосфере

Проблема управления движением аэрокосмических аппаратов (АА) в атмосфере является одной из актуальных проблем динамики и управления движением летательных аппаратов (ЛА). Отличительными особенностями АА являются большое располагаемое аэродинамическое качество (от 0,7 у аппаратов с несущим корпусом до 2,5 и более у аппаратов самолетной формы) и способность совершать управляемое движение в атмосфере и в околоземном космическом пространстве. К их преимуществам относятся уменьшение эксплуатационных расходов в связи с использованием многоцветных конструкций, снижение максимальных значений перегрузки и тепловых нагрузок, повышение маневренности и увеличение области достижимости при движении в атмосфере, увеличение вероятности спасения ЛА и экипажа в нештатных ситуациях.

Траектории движения АА в атмосфере определяются большими маневренными возможностями и существенно отличаются от атмосферных участков траекторий движения ЛА других типов. Аэрокосмические аппараты могут реализовывать в атмосфере траектории спуска с отражениями (рикошетами) от нижних, более плотных слоев атмосферы; суборбитальные траектории; траектории поворота плоскости орбиты. Трудности решения проблемы связаны с тем, что реализация маневренных возможностей АА во многом зависит от качества алгоритмов многоканального управления в условиях действия возму-

щений при наличии многочисленных и разнообразных ограничений.

На кафедре динамики полета и систем управления более четверти века развивается научное направление, связанное с исследованием проблемы управления траекториями движения аэрокосмических аппаратов в атмосфере. Результаты исследований использовались ведущими отечественными научно-исследовательскими и опытно-конструкторскими организациями аэрокосмической отрасли при выполнении плановых работ по темам, связанным с разработкой систем управления АА многоцветной транспортной космической системы «Энергия-Буран», многоцветной авиационно-космической системы – МАКС, а также при изучении траекторий движения перспективных АА, например, экспериментального суборбитального самолета – ЭСС. Теоретические и прикладные разработки, выполненные по этому направлению, используются в учебном процессе при подготовке специалистов в области аэрокосмической техники и технологии при чтении лекций, выполнении курсовых и дипломных проектов, а также при руководстве научной работой аспирантов.

Наиболее значимые научные результаты получены при изучении спуска аэрокосмических аппаратов в атмосфере с околоземной орбиты [2, 3, 5, 7], маневров поворота плоскости орбиты в плотных слоях атмосферы [1, 4], движения по суборбитальным траекториям [6]. В качестве базовых методов, на основе которых разработаны алгоритмы многоканального управления движением АА в атмосфере, использованы принцип максимума и метод последовательной линеаризации. Разработанное программное обеспечение позволяет решать задачи формирования многоканального управления (по углу атаки α , углу скоростного крена γ_a и массовому расходу топлива β жидкостного ракетного двигателя) движением АА в атмосфере с учетом ограничений на управляющие зависимости, режимы полета (по перегрузке и удельному тепловому потоку в критической точке аппарата q_T) и терминальные условия (по скорости, углу наклона траектории, продольной и

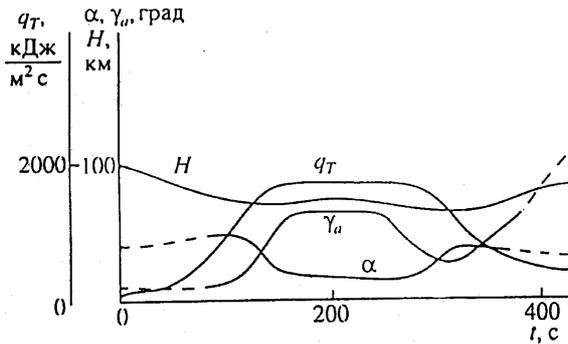


Рис. 1.

боковой дальностям спуска). При этом задача управления траекторией движения АА может быть сформулирована как основная задача управления, оптимизационная или многокритериальная.

На рис. 1 приведены программы оптимального двухканального управления углами α и γ_a , а также зависимости q_T и высота полета H от времени t для маневра поворота плоскости орбиты в атмосфере при ограничениях на α и q_T . На рис. 2 приведены программы оптимального трехканального управления углами α , γ_a и секундным расходом топлива β , а также зависимости q_T и H от t для маневра поворота плоскости орбиты при ограничениях на α , β и q_T .

На рис. 3 показано влияние ограничения по удельному тепловому потоку q_T на оптимальные программы углов атаки α_{opt} и скоростного крена γ_{aopt} при спуске с максимальной боковой дальностью (1 – без ограничения, 2 – ограничение, 3 – ограничение

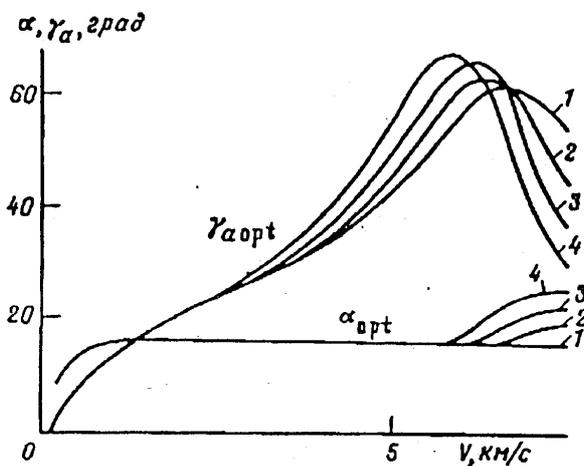


Рис. 3.

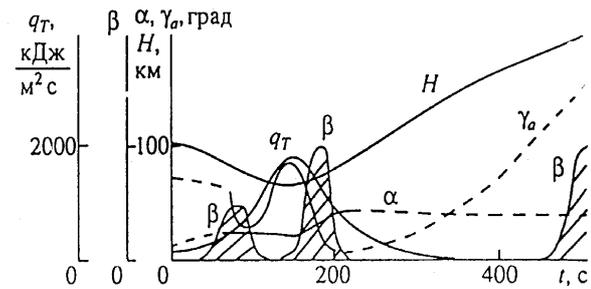


Рис. 2.

q_{T2} , 4 – ограничение q_{T1} , $q_{T1} > q_{T2} > q_{T3}$). На рис. 4 показаны начальные приближения программ изменения углов атаки (α_0) и крена (γ_{a0}), полученные приближенно-оптимальные программы управления (α_{opt} , γ_{opt}), а также соответствующие им зависимости высоты H_0 и H_{opt} от t при спуске в атмосфере с максимальной дальностью.

Неуправляемое движение спускаемых аппаратов в атмосфере

Спуск космического аппарата на поверхность планеты является заключительным этапом большинства космических экспедиций. В зависимости от решаемых задач спуск осуществляется в управляемом или неуправляемом режиме. При управляемом движении используется подъемная сила для снижения перегрузок при пилотируемых полетах и для выполнения высокоточных маневров в атмосфере. Неуправляемые спускаемые аппараты (СА) являются простыми и сравнительно дешевыми средствами доставки результатов

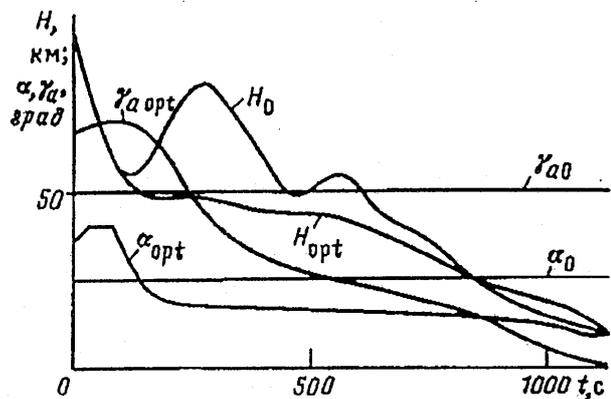


Рис. 4.

космических экспериментов на Землю, они также используются при спуске на поверхность других планет (Венера, Марс), атмосфера которых недостаточно изучена. Кроме того, неуправляемый спуск предусмотрен в качестве аварийного режима при отказе системы управления спуском для управляемых спускаемых аппаратов (например, СА «Союз»), когда СА закручивается относительно продольной оси, и смещение центра масс от продольной оси, необходимое для обеспечения балансировочного угла атаки, а следовательно, и аэродинамической подъемной силы, становится асимметрией, способной вызвать резонансы.

При осуществлении неуправляемого спуска требуется обеспечить попадание СА в определенную область земной поверхности с наименьшей величиной рассеивания точек падения, а также выполнить требования, связанные с уровнем перегрузок, тепловых нагрузок и условиями работы парашютной системы. Попадание в заданную область с требуемой величиной рассеивания точек посадки определяется начальными условиями входа СА в атмосферу и характеристиками аппарата.

При спуске в атмосфере на СА действуют переменные во времени аэродинамические силы и моменты. Основная проблема, возникающая при исследовании свободного (неуправляемого) движения СА, связана с изучением движения вокруг центра масс, которое описывается нелинейной системой дифференциальных уравнений и представляет собой двухчастотный нестационарный колебательный процесс. Поискам приближенных решений занимались многие отечественные ученые (например, В.А. Ярошевский, Г.Е. Кузмак, А.А. Шилов), используя в основном допущения о малости угловых величин, описывающих движение аппарата вокруг центра масс, или допущения о квазистатическом характере изменения их по времени. Такие допущения не всегда справедливы, особенно для СА малого удлинения со слабыми демпфирующими свойствами.

Коллективом научных работников СГАУ данная проблема решалась в нелинейной постановке.

Для невозмущенного движения, когда движение центра масс «заморожено», получены новые аналитические решения в эллиптических функциях и для ряда частных случаев возмущенного движения - приближенные аналитические решения [8...10].

Найдены новые виды нелинейных параметрических резонансов, исследовано поведение СА в окрестности резонансов, выведены необходимые и достаточные условия устойчивости резонансов [11...14], и на основании полученных соотношений построена схема выбора проектно-баллистических параметров неуправляемых СА [12]. Решена также задача идентификации характеристик высокочастотного движения СА по сравнительно малому числу измерений за счет использования приближенных решений и интегрального критерия оценивания [15].

Новой постановкой проблемы неуправляемого спуска аппарата как твердого тела является случай, когда СА представляет собой составную конструкцию из двух твердых тел: спускаемой капсулы и стабилизирующего блока, приводимого во вращательное движение. Найдены приближенные решения для параметров свободного движения соосных тел при наличии малой асимметрии, связанной со смещением осей их динамических симметрий относительно оси вращения [16].

Механика полета космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги

Вопросы механики полета КА с электрореактивными двигателями малой тяги остаются по-прежнему актуальными при решении задач повышения эффективности созданной и разрабатываемой космической техники.

Основным инструментом поиска оптимального управления движением центра масс объектов такого класса является принцип максимума в сочетании с численными методами решения краевых задач. Их применение приводит к необходимости построения сложных и трудоемких при реализации вычислительных процедур. В связи с этим важным является построение упрощенных моделей движения и получение на их основе аналитических решений задач управления.

Одной из наиболее плодотворных для достижений указанных целей является идея разделения фазового пространства на области, в которых могут быть получены приближенные решения с учетом соображений оптимальности.

Рассмотрим возможную схему деления в пространстве оскулирующих элементов для обобщения задачи межорбитального перехода с существенным изменением наклона и эксцентриситета орбиты.

Исходной допустимой областью оскулирующих элементов является область замкнутых околокруговых орбит. Анализ дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах показывает, что эффективность управляющего ускорения тем выше, чем больше величина большой полуоси орбиты. Учитывая эти соображения, на начальном этапе межорбитального перехода в зависимости от типа граничных условий выделим следующие области.

При существенном изменении эксцентриситета (свыше 0,1...0,2):

- область изменения большой полуоси и наклона орбиты;
- область совместного изменения большой полуоси и эксцентриситета орбиты.

При существенном изменении наклона (свыше 15°...25°):

- область изменения только большой полуоси орбиты;
- область совместного изменения наклона и большой полуоси орбиты.

Если накладываются ограничения на угловые положения КА на конечной орбите, то необходимо выделить область фазирования, в которой дополнительно осуществляется управление фазовым углом, связанным с углом истинной аномалии.

Заключительной областью межорбитального перехода является терминальная область, в которой осуществляется управление всеми элементами фазовых координат. Основным методом упрощения в этой области является применение процедуры линеаризации системы в окрестности конечной фазовой точки.

Конструктивным приемом при решении задачи управления в этой области является переход к параметрам относительного движения путем неособых нелинейных преобразований. Дальнейшее разделение может осуществляться в зависимости от признаков и характера параметров движений.

Изложенный подход позволил получить совокупность приближенных аналитических решений задач управления на отдельных участках и осуществлять их стыковку в соответствии с принятым критерием оптимальности. Решены, в частности, задачи управления некомпланарным межорбитальным переходом КА с низкой круговой на геостационарную орбиту [17, 18], межорбитальным переходом спутника «Молния» с околокруговой на высокоэллиптическую орбиту [19, 20].

На рис. 5, 6 показано изменение фазовых координат (большой полуоси A и эксцентриситета e) и параметров управления (угол α соответствует пассивному, угол ξ - активному участку одного витка) на оптимальной траектории в зависимости от времени полета t при разных значениях затрат характеристической скорости.

Модальное управление ракетно-космическими системами

Принципиально новым фактором в обеспечении требуемых динамических свойств космических аппаратов дистанцион-

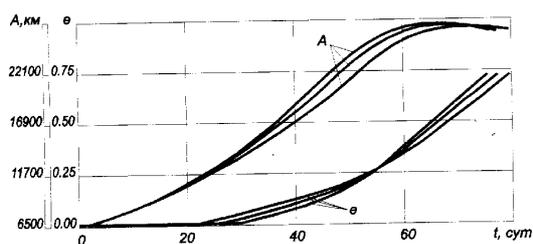


Рис. 5.

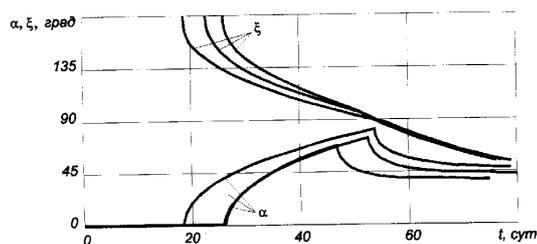


Рис. 6.

ного зондирования Земли (КАДЗЗ), который проявил себя особенно остро начиная с 80-х годов, явился фактор упругости конструкции КА. Объясняется это тем, что по мере совершенствования массовых характеристик силовых элементов конструкции КА, увеличения габаритов разворачиваемых пространственных структур типа солнечных батарей, антенных устройств, выносных платформ и т. п. упругие колебания конструкции начинают существенно влиять на процессы ориентации и стабилизации КА в целом или его отдельных блоков. Упругие колебания конструкции, возникающие после переориентации КА или от работы механизмов, расположенных на борту аппарата, приводят вследствие слабой диссипации колебательной энергии к длительным переходным процессам в каналах управления и в линиях связи. Даже при достаточно малых амплитудах эти колебания могут значительно снижать качество информации - приводить к «смазу» изображения для оптических систем и к снижению уровня полезного сигнала в радиотехнических системах.

В связи с этим в процессе проектирования КАДЗЗ как элемента информационной системы все более актуальными становились вопросы определения и анализа помех, вносимых в информационную систему динамикой так называемого упругого КА; определения требований к параметрам его движения; обеспечения совместимости его динамических свойств с характеристиками информационной системы.

Суть полученных теоретических результатов заключается в том, что при проектировании нового КА или в процессе его отработки как готового изделия на основе созданной методологии модального формирования динамических свойств упругих КА стало возможным определять в n -мерном пространстве проектных параметров такие области, любой набор параметров из которых обеспечивает требуемые динамические свойства – заданное качество переходных процессов в каналах управления. В состав определяемых проектных параметров могут входить параметры конструкции аппарата, а также параметры активных и пассивных систем

демпфирования упругих колебаний конструкции [21].

На рис. 7 представлен фрагмент области допустимых значений проектных параметров B_1, C_1 , которые определяют диссипативные и жесткостные свойства панелей солнечных батарей при колебаниях «в плоскости панели» по первой моде. Параметры B_2, C_2 определяют аналогичные свойства антенных устройств (на рис. 7 параметр C_2 – постоянная величина).

Впоследствии эта методология была успешно использована при решении задачи о динамической совместимости ракеты-носителя (РН) с различными головными блоками, существенно отличающимися по своим аэродинамическим, жесткостным, диссипативным и инерционно-массовым характеристикам. Ее применение позволило определить рациональное положение «рабочих точек» автомата стабилизации РН при движении по всей траектории выведения полезной нагрузки [22].

На рис. 8 приведены области допустимых значений проектных параметров автомата устойчивости для РН «Союз» в функции C_{v6} – суммарной эквивалентности эффективности управляющих органов по каналу рыскания.

Проведены также работы по использованию материалов с памятью формы (никелида титана) для разработки активных автономных демпфирующих устройств подавления упругих колебаний элементов конструкции КА. Были предложены различные схемы силовых возбудителей активных демпферов на основе материалов с памятью формы [23].

В настоящее время выполняется работа, связанная с применением методологии формирования динамических свойств упругого КА в смысле определения рациональных параметров алгоритма модального управления колебаниями конструкции.

Методы и алгоритмы планирования спутниковой радионавигации для космических аппаратов

В настоящее время наиболее перспективные навигационные технологии основаны

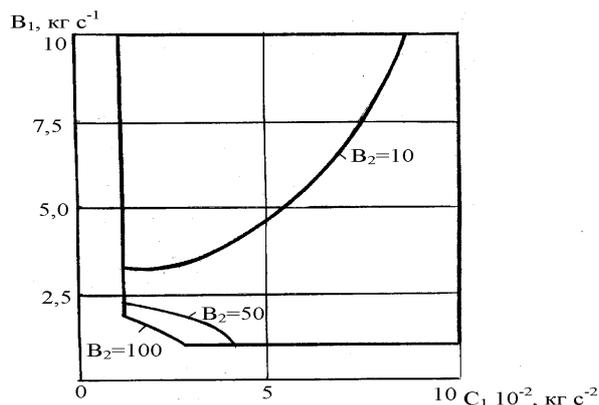


Рис. 7.

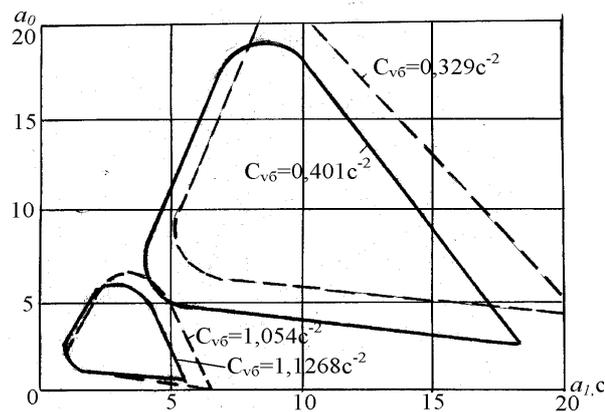


Рис. 8.

ваются на получении и использовании информации от спутниковых радионавигационных систем (СРНС) второго поколения типа ГЛОНАСС и GPS. Для этих СРНС разработано большое количество типов приемной аппаратуры, позволяющей с высокой точностью определять координаты и скорость различных наземных и околоземных потребителей навигационной информации, а также решать для них разнообразные сервисные задачи.

В конце 80-х годов на кафедре динамики полета и систем управления начало формироваться новое научное направление, связанное с оптимизацией навигации КА при использовании сигналов от СРНС.

Первые исследования были связаны с построением оптимальных схем решения навигационных задач для одно- и малоканальной приемной аппаратуры. Были разработаны методики планирования решения навигационных задач с учетом жестких ограничений со стороны выделяемой для этого энергетики, ресурсов бортовой вычислительной машины и т.д. При этом для повышения эффективности поиска решения использовались методы многокритериальной оптимизации, последовательного оптимального планирования измерений и кластерного анализа [24, 25]. Впервые была разработана для ПЭВМ специализированная программная система поддержки принятия навигационно-баллистических решений при спутниковой радионавигации КА, имевшая высокоразвитый интерфейс и графическую

визуализацию. По этим материалам был подготовлен цикл лекций, который был прочитан в Институте радиоинженеров Китайской академии космической техники (Пекин) и Харбинском политехническом институте.

Быстрое совершенствование навигационной аппаратуры, появление навигационных приемников (НП) с числом параллельно работающих каналов 4...8 привело к новым задачам по оптимальному планированию процесса навигации. Для повышения эффективности решения навигационных задач было предложено использовать конечные показатели эффективности потребителя при оптимальном выборе совокупности опрашиваемых навигационных спутников (НС). Так, для КАДЗЗ основными показателями эффективности, связанными с результатами решения задачи навигации, являются качество информации зондирования (векторный показатель, включающий линейное разрешение на местности и сдвиг изображения точек на местности) и информационная производительность, характеризуемая полезной площадью сфотографированной земной поверхности или количеством фотопленки, затраченной на фотографирование целевых объектов. При этом задача оптимального планирования навигационных измерений интерпретировалась как задача оптимального управления процессом опроса НС (фактически управлением априорной ковариационной матрицей погрешностей определения параметров движения, описываемой матричным уравнением типа Риккати), для решения которой было

предложено использовать принцип максимума. Необходимые условия оптимальности позволили получить новые структуры оптимальных созвездий НС при различных критериях оптимальности в случае отсутствия ограничений на видимость (идеальные созвездия), был создан алгоритм формирования оптимальных рабочих созвездий (с учетом ограничений на видимость НС) на основе метода последовательных приближений Крылова-Черноусько [26].

На современном этапе разработки навигационных средств для КА существует тенденция к использованию спутниковой радионавигации в качестве не вспомогательной (как было ранее), а базовой навигационной системы, обеспечивающей решение всего круга задач потребителя. Это связано с тем, что в СРНС наиболее полно выполняются такие важнейшие требования к навигационному обеспечению, как глобальность, оперативность, точность и всепогодность. Однако изучение требований различных пользователей навигационной информации показало, что применение СРНС выдвигает и новые более высокие требования, вытекающие из необходимости обеспечения безопасности и экономичности движения потребителя, а также решения специальных задач (наблюдение, аэрофотосъемка, поиск полезных ископаемых, поиск и спасение терпящих бедствие транспортных средств и людей).

КАДЗЗ решают свою целевую задачу на протяжении большей части времени своего активного существования. В силу ряда существующих ограничений иногда невозможно с большой частотой выполнять навигационные определения. Поэтому между сеансами измерений вектор состояния и матрицу погрешностей вектора состояния необходимо пересчитывать, используя математические модели движения, что приводит к возрастанию погрешности местоопределения и к ухудшению показателей эффективности КАДЗЗ. В этой связи целесообразно использовать оценки показателей эффективности с учетом интервала прогнозирования. При этом наибольшее влияние оказывают составляющие погрешности местоопределения и скорости в плоскости орбиты КАДЗЗ. Учет этой

особенности при планировании сеанса навигационных измерений в НП позволяет использовать дополнительные резервы повышения качества навигации. Разработана методология решения задачи оптимального планирования сеансов навигационных определений, включающая в себя как выбор состава созвездия НС, так и места включения приемной аппаратуры с учетом разнообразных естественных и специальных ограничений [27, 28].

Переход к спутниковой навигации как к основному навигационному средству для КА обостряет вопрос надежности и достоверности получаемых результатов, особенно с учетом специфики решаемых целевых задач, высокой степени автономности и большой продолжительности времени активного существования современных КА. Существующие НП имеют жесткую структуру алгоритмического обеспечения, либо настроенную на узкий класс потребителей, либо являющуюся универсальной для различных потребителей и построенную по обобщенным оценкам точности навигации. Алгоритмическое обеспечение не обеспечивает эффективную работу в условиях изменения критериев оптимальности, возможной деградации возможностей НП (например, уменьшения числа каналов), при действии помех. Возникает проблема интеллектуализации НП за счет использования более развитого алгоритмического и гибкого программного обеспечения, способного адаптироваться к складывающейся рабочей обстановке и не допускать резкого ухудшения качества решения навигационных задач. Так, выбор оптимальных рабочих созвездий НС в меняющихся условиях функционирования выдвигает проблему, связанную с решением этой задачи в реальном времени. В работе [29] изложен подход к решению этой проблемы на базе разработанного адаптивного алгоритма и предложена его бортовая реализация в виде интеллектуального планировщика, предоставляющего возможность легкой перенастройки НП при изменении как типа потребителя навигационной информации, так и целей его функционирования.

В настоящее время разрабатываются

алгоритмы решения аналогичных задач применительно к определению полного вектора состояния КА, включающего также параметры его угловой ориентации и динамики, навигации для геостационарных спутников. Также исследуются проблемы алгоритмического обеспечения при сопряжении спутниковой радионавигации и инерциальной навигации, что позволит значительно улучшить качество, надежность и достоверность навигационного обеспечения.

Созданная интегрированная навигационная система, которая включает в себя НП на базе стандартной OEM-платы "Jupiter" и магнитометры, позволяет осуществить послеполетное восстановление движения КА при проведении на его борту научных и технологических экспериментов во время неориентированного свободного полета [30].

Список литературы

1. Балакин В. Л., Белоконов В. М., Шершнев В. М. Комбинированный маневр поворота плоскости орбиты при наличии ограничений на режимы движения // Космические исследования. 1976. Т. 14. Вып. 4.
2. Балакин В. Л., Морозов Л. В. Адаптивные алгоритмы управления спуском в атмосфере Земли космического аппарата с большим аэрокосмическим качеством // Космические исследования. 1981. Т. 19. Вып. 3.
3. Лазарев Ю. Н. Решение задач формирования программ управления движением в атмосфере аэрокосмических аппаратов на основе последовательной линеаризации // Космические исследования. 1994. Т. 32. Вып. 4-5.
4. Балакин В. Л., Лазарев Ю. Н., Филиппов Е. А. Оптимизация управления аэрокосмическим аппаратом при изменении в атмосфере наклона плоскости орбиты // Космические исследования. 1996. Т. 34. Вып. 2.
5. Лазарев Ю. Н. Управление движением аэрокосмического аппарата в атмосфере на основе метода последовательной линеаризации // Известия академии наук. Теория и системы управления. 1996. № 2.
6. Лазарев Ю. Н., Баяндина Т. А. Исследование маневренных возможностей орбитального самолета при спуске в нештатных ситуациях // Известия Самарского научного центра РАН. 2000. № 1.
7. Гераськин М. И., Лазарев Ю. Н. Терминальное управление спуском аэрокосмического аппарата в атмосфере при ограничениях на режимы движения // Известия академии наук. Теория и системы управления. 2001. № 5.
8. Асланов В. С. Определение амплитуды пространственных колебаний баллистического аппарата с малой асимметрией при спуске в атмосфере // Космические исследования. 1980. Т. 18. № 2.
9. Асланов В. С., Тимбай И. А., Бойко В. В. Пространственные колебания осесимметричного аппарата на произвольных углах атаки при снижении в атмосфере планеты // Космические исследования. 1981. Т. 19. № 5.
10. Асланов В. С., Серов В. М. Вращательное движение осесимметричного твердого тела с бигармонической характеристикой восстанавливающего момента // Известия академии наук. Механика твердого тела. 1995. № 3.
11. Асланов В. С. Два вида нелинейного резонансного движения асимметричного КА в атмосфере // Космические исследования. 1988. Т. 26. № 2.
12. Асланов В. С. Нелинейные резонансы при неуправляемом спуске в атмосфере асимметричных КА // Космические исследования. 1992. Т. 30. № 5.
13. Асланов В. С., Мясников С. В. Устойчивость нелинейных резонансных режимов движения космического аппарата в атмосфере // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 6.
14. Асланов В. С., Мясников С. В. Анализ нелинейных резонансов при спуске космического аппарата в атмосферу // Космические исследования. 1997. Т. 35. № 6.
15. Асланов В. С. Определение вращательного движения КА по результатам измерений // Космические исследования. 1989. Т. 27. № 3.
16. Асланов В. С., Дорошин А. В. Стабилизация спускаемого аппарата частичной закруткой при осуществлении неуправляемого спуска в атмосфере // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 2.
17. Салмин В. В., Ишков С. А. Оптимальные программы управления в задаче межорбитального перелета с непрерывной тягой // Космические исследования. 1984. Т. 22. № 5.
18. Салмин В. В., Ишков С. А. Оптимизация траекторий и параметров межорбитальных транспортных аппаратов с двигателями малой тяги // Космические исследования. 1989. Т. 25. № 1.

19. *Ишков С. А.* Расчет оптимальных межорбитальных перелетов с малой тягой между круговой и эллиптической орбитами // Космические исследования. 1997. Т. 36. №2.
20. *Ишков С. А., Романенко В. А.* Формирование и коррекция высокоэллиптической орбиты спутника Земли с двигателями малой тяги // Космические исследования. 1997. Т. 36. № 2.
21. *Титов Б. А., Вьюжанин В. А., Дмитриев В. В.* Формирование динамических свойств упругих космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1995.
22. *Титов Б. А., Давыдов И. Е.* Формирование динамических свойств системы «ракета-носитель-космический аппарат» // Труды XXXIII Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского (Калуга, 15-18 сентября 1998г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Москва: ИИЕТ РАН, 1998.
23. *Титов Б. А., Аксенов А. В.* Применение материалов с памятью формы для активного демпфирования колебаний конструкции космических аппаратов // Труды XXXIII Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского (Калуга, 15-18 сентября 1998 г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Москва: ИИЕТ РАН, 1998.
24. *Белоконов И. В., Долгинцев А. П.* Последовательное оптимальное планирование измерений по спутниковой радионавигационной системе для низковысотных КА // Труды XIV Объединенных научных чтений по космонавтике. Секция «Задачи ориентации и управление движением КА». ИИЕТ АН СССР, М., 1990.
25. *Белоконов И. В., Борисов А. В.* Автоматизированный синтез структур систем ИСЗ для дистанционного зондирования Земли // Исследование Земли из космоса. Вестник АН СССР. 1992. № 6.
26. *Белоконов И. В., Павлов О. В.* Применение принципа максимума Понтрягина для определения оптимального расположения навигационных спутников // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 1996. Вып. 1.
27. *Белоконов И. В.* Метод построения областей гарантированной эффективности использования спутниковой радионавигационной системы для координатно-временного обеспечения низковысотных КА // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 1997. Вып. 1(3).
28. *Белоконов И. В., Елисеев И. В.* Результаты численных исследований проблемы оптимального размещения сеансов навигационных определений при использовании спутниковых радионавигационных систем // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. VIII Всерос. Научн.-техн. семинара по управлению и навигации летательных аппаратов/ Самарский филиал Академии космонавтики. Самара. 1998.
29. *Белоконов И. В., Агафонова С. Е.* Принципы построения алгоритмического обеспечения адаптивных навигационных приемников спутниковых навигационных систем GPS/ГЛОНАСС применительно к космическим аппаратам дистанционного зондирования Земли // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. X Всерос. Научн.-техн. семинара по управлению и навигации летательных аппаратов/ Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара. 2002.
30. *I. V. Belokonov, S. E. Agafonova, A. N. Elizarov, I. V. Yeliseyev.* The integrated small-sized navigator for analysis of nonoriented motion of Foton/Bion spacecraft. Proceedings of the Foton/Bion International Conference, Samara, Russia, 25-30 June 2000.

DYNAMICS AND MOTION CONTROL OF AEROSPACE AND SPACE-ROCKET SYSTEMS

© 2002 V. S. Aslanov, V. L. Balakin, I. V. Belokonov, S. A. Ishkov, Yu. N. Lazarev, B. A. Titov

Samara State Aerospace University

The article features results of research of dynamics and motion control in aerospace and space-rocket in 1975-2002. Aspects of spacecraft and re-entry vehicles motion in systems, carried out in the Kuibishev Aviation Institute – Samara State Aerospace University, space flight of vehicles with low-thrust electric rocket engines, modal control in spacecraft and launchers, satellite radio-navigation planning for space vehicles are discussed.

УДК 658.562, 621.74:629.7

УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ ПРОИЗВОДСТВА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С НАПРАВЛЕННОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИЕЙ

© 2002 В. А. Барвинок¹, В. П. Голанов², А. Н. Чекмарев¹

¹Самарский государственный аэрокосмический университет

²ОАО “Моторостроитель”, г. Самара

Предложена методика освоения статистических методов управления качеством производства лопаток газотурбинных двигателей (ГТД) с направленной кристаллизацией, позволяющая устанавливать количественные показатели качества, определять технологические нормы, предупреждать появление несоответствий в производстве и вводить упреждающие воздействия для корректировки технологического процесса (ТП).

Общеизвестно, что одной из важнейших проблем создания надежно работающих ГТД является повышение ресурса работы лопаток турбины. Перспективным направлением повышения их прочности и надежности является изготовление рабочих лопаток турбины литьем с направленной кристаллизацией или изготовление монокристаллических лопаток [1]. Однако в производстве таких лопаток до настоящего времени имеются определенные трудности, которые приводят часто к значительным несоответствиям, основные виды которых представлены в табл. 1. Основные виды дефектов, возникающие при производстве рабочих лопаток, носят качественный характер и часто трудно поддаются определению. Процесс производства очень сложен, и поэтому невозможно определить причину возникновения брака в реальной ситуации. В этом случае необходимо внедрять статистические методы, которые дают возможность проследить весь техно-

логический процесс производства лопаток и держать под постоянным контролем самые ответственные этапы ТП. Поэтому повышение качества изготовления рабочих лопаток турбины является актуальным.

Данную проблему можно решать различными способами. Например, на ОАО “Моторостроитель” проводится сплошной контроль, который предотвращает выпуск дефектной продукции. Использование такого метода значительно увеличивает издержки предприятия. Кроме того, брак при данном методе контроля продукции обнаруживается после того, как затрачены средства на выпуск изделия, что также снижает эффективность производства.

Современной формой повышения качества продукции является управление качеством с использованием статистических методов [2]. Сущность управления качеством в производстве заключается в обеспечении условий, при которых в любой момент време-

Таблица 1. Виды несоответствий лопаток турбины

| № | Тип несоответствий, % | 1999 г. | 2000 г. | 2001 г. |
|----|-------------------------|---------|---------|---------|
| 1 | Засор, шлак | 16,92 | 12,98 | 8,65 |
| 2 | Спай, корол | 3,89 | 1,24 | 0,45 |
| 3 | Смещение стержня | 6,31 | 6,52 | 0,95 |
| 4 | Плена | 2,11 | 4,92 | 3,90 |
| 5 | Трещины | 3,24 | 1,32 | 0,75 |
| 6 | Геометрия тонкой стенки | 2,95 | 8,34 | 3,95 |
| 7 | Неоформление профиля | 0,92 | - | - |
| 8 | Макроструктура струи | 16,11 | 14,31 | 19,30 |
| 9 | Незалив, пролив | 4,7 | 2,15 | - |
| 10 | Рыхлота | 0,72 | 0,58 | 1,20 |
| 11 | Прочий брак | 0,43 | 2,29 | 3,15 |
| | Выход годных, % | 41,45 | 45,36 | 57,70 |

ни на любом этапе производственного процесса можно получить информацию о качестве изготавливаемой продукции и в случае обнаружения несоответствий установить, на каком этапе они возникли, и принять меры по их ликвидации. При этом эффективным инструментом получения и анализа информации являются статистические методы [3].

В данной работе анализируется технологический процесс изготовления лопаток ГТД с целью управления качеством с использованием статистических методов.

Для успешной работы по усовершенствованию качества производства рабочих лопаток ГТД необходимо выявить основные производственные дефекты и их приоритетность. В табл. 1 приведены данные видов несоответствий лопаток ГТД за три года, на рис. 3 – диаграммы Парето.

Из табл. 1 и диаграммы Парето видно следующее:

- расположение типов несоответствий друг относительно друга постоянно меняется;
- процент брака по конкретному виду несоответствий то увеличивается, то уменьшается;
- выход годной продукции постоянно увеличивается.

Все это свидетельствует о том, что мероприятия, направленные на уменьшение количества брака, оказывают малое влияние на качество продукции, а процент брака по

конкретному виду несоответствий остается случайной величиной.

Для проведения анализа технологического процесса изготовления рабочих лопаток ГТД (рис. 1) в различных сечениях (рис. 2) были собраны статистические данные на операции “Предварительный замер стенки” технологического процесса на механическую обработку и контроль лопатки. Минимальные толщины стенок по профилю пера лопатки представлены в табл. 2.

Толщина стенок играет огромную роль в долговечности лопаток турбины, поэтому при предварительном замере стенок устанавливается минимальное значение толщины. Но с увеличением толщины стенки увеличивается и масса лопатки, а следовательно, и масса всего ГТД, что нежелательно. Поэтому в технических условиях (ТУ) оговаривается интервал, в котором должна находиться толщина стенок лопатки (табл. 3).

Для упрощения и ускорения сбора статистических данных толщин стенок лопаток был разработан контрольный листок. Для каждого из 21 сечения необходим отдельный контрольный листок, пример которого представлен в табл. 4. При заполнении контрольного листка после каждого замера в соответствующей клетке ставится знак “X”.

Данные для построения гистограмм для каждого сечения приведены в табл. 5, а сами гистограммы – на рис. 4, 5.

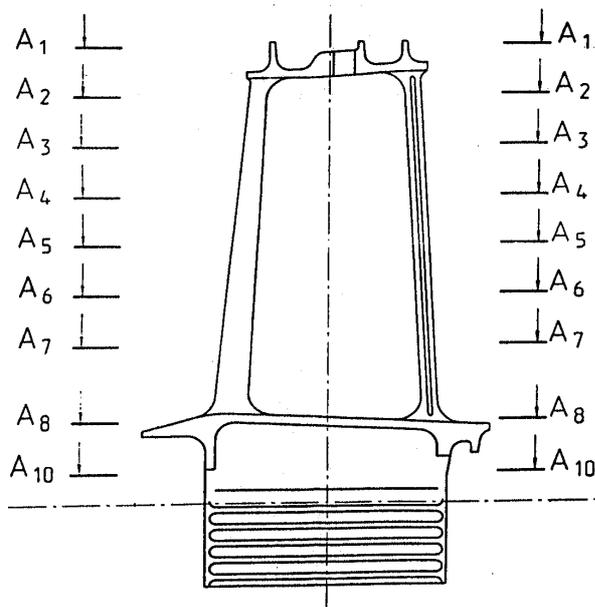


Рис. 1. Главный вид лопатки турбины

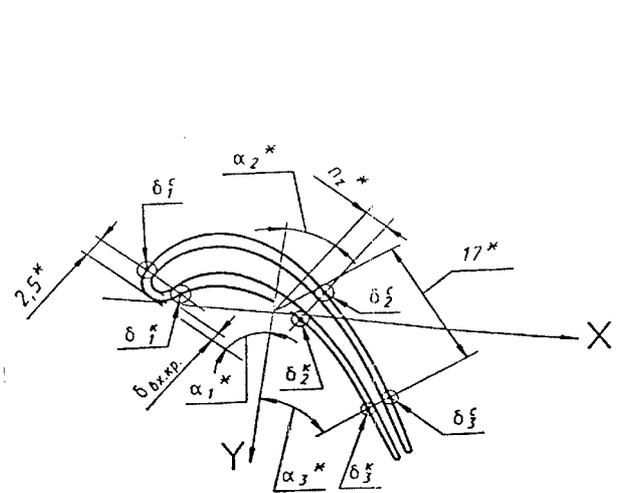


Рис. 2. Сечение лопатки турбины

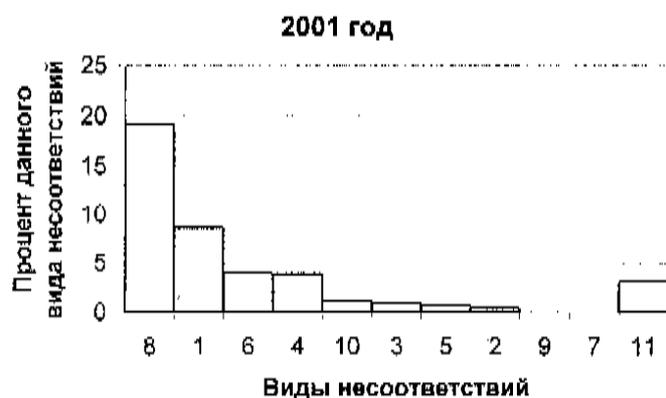
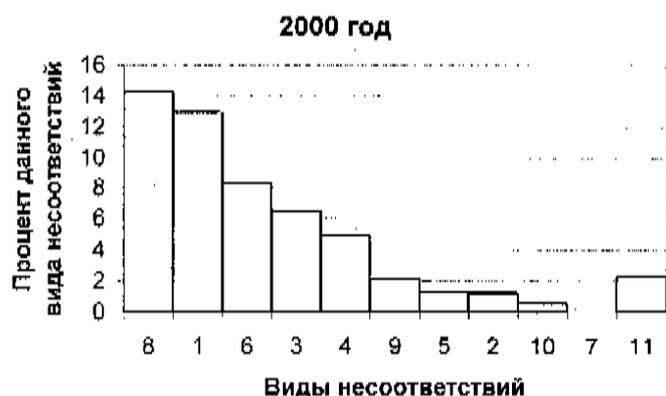
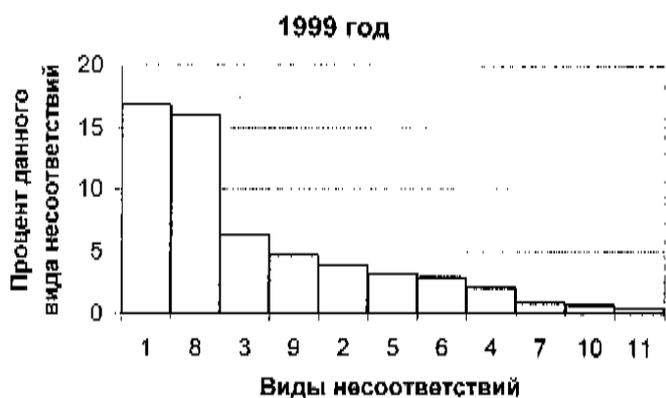


Рис. 3. Диаграммы Парето

Основным аспектом управления качеством изготовления лопаток ГТД статистическими методами является исследование воспроизводимости процесса, уровень которого в большинстве случаев количественно оценивается следующими коэффициентами: C_p , C_{pv} , C_{pK} , C_{pL} и K .

Коэффициент C_p характеризует меру потенциальной характеристики процесса и вычисляется по формуле

$$C_p = \frac{S_v - S_L}{6S}, \quad (1)$$

где S_v , S_L – значения верхней и нижней границ поля допуска по ТУ; S – среднее стандартное отклонение, характеризующее реальный процесс.

Коэффициент C_p характеризует разброс наблюдаемых параметров, но не учитывает смещения среднего значения процесса \bar{X} . Этот учет осуществляется коэффициентами C_{pv} , C_{pK} , C_{pL} , отражающими меру реальной характеристики процесса и вычисляемыми по следующим формулам:

$$C_{pv} = \frac{S_v - \bar{X}}{3S}, \quad (2)$$

$$C_{pL} = \frac{\bar{X} - S_L}{3S}, \quad (3)$$

$$C_{pK} = \min(C_{pv}, C_{pL}). \quad (4)$$

Обозначение \min в выражении (4) означает, что коэффициент равен минимальному из двух значений (2) или (3), т. е. коэффициент C_{pK} характеризует нормированное расстояние между средним значением процесса и ближайшим пределом ТУ.

Коэффициент K дает количественную оценку нецентрированности процесса, характеризует степень приближения реальной характеристики процесса к уровню его потенциальной характеристики и вычисляется по формуле

$$K = \frac{2|m - \bar{X}|}{S_v - S_L}, \quad 0 \leq K \leq 1, \quad (5)$$

где $m = 1/2(S_v + S_L)$ – среднее значение контролируемого параметра по ТУ.

Таблица 2. Минимальные толщины стенок по профилю пера лопатки, мм

| Сечение | δ_1^K | δ_1^C | δ_2^K | δ_2^C | δ_3^K | δ_3^C | $\delta_{ВХ.КР}$ |
|---------------------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
| A ₃ – A ₃ | 0,95 <i>min</i> | 1,00 <i>min</i> | 0,95 <i>min</i> | 0,90 <i>min</i> | 0,75 <i>min</i> | 0,75 <i>min</i> | 0,90 <i>min</i> |
| A ₅ – A ₅ | 0,95 <i>min</i> | 1,00 <i>min</i> | 1,05 <i>min</i> | 1,05 <i>min</i> | 0,75 <i>min</i> | 0,85 <i>min</i> | 0,95 <i>min</i> |
| A ₇ – A ₇ | 0,90 <i>min</i> | 0,95 <i>min</i> | 1,20 <i>min</i> | 1,25 <i>min</i> | 0,85 <i>min</i> | 1,10 <i>min</i> | 1,05 <i>min</i> |

Таблица 3. Толщина стенки лопатки по ТУ, мм

| № | Сечение | | | Min | Max |
|----|---------|---------------------------------|---|------|------|
| 1 | Спинка | A ₃ – A ₃ | 1 | 0,9 | 1,55 |
| 2 | | | 2 | 0,8 | 1,45 |
| 3 | | | 3 | 0,65 | 1,15 |
| 4 | | A ₅ – A ₅ | 1 | 0,9 | 1,6 |
| 5 | | | 2 | 0,95 | 1,65 |
| 6 | | | 3 | 0,75 | 1,25 |
| 7 | | A ₇ – A ₇ | 1 | 0,85 | 1,6 |
| 8 | | | 2 | 1,15 | 1,9 |
| 9 | | | 3 | 1,0 | 1,55 |
| 10 | Корыто | A ₃ – A ₃ | 1 | 0,85 | 1,5 |
| 11 | | | 2 | 0,85 | 1,55 |
| 12 | | | 3 | 0,65 | 1,15 |
| 13 | | A ₅ – A ₅ | 1 | 0,85 | 1,55 |
| 14 | | | 2 | 0,95 | 1,65 |
| 15 | | | 3 | 0,65 | 1,15 |
| 16 | | A ₇ – A ₇ | 1 | 0,8 | 1,55 |
| 17 | | | 2 | 1,15 | 1,95 |
| 18 | | | 3 | 0,75 | 1,3 |
| 19 | Кромка | A ₃ – A ₃ | | 0,85 | 1,35 |
| 20 | | A ₅ – A ₅ | | 0,85 | 1,4 |
| 21 | | A ₇ – A ₇ | | 0,95 | 1,55 |

 Таблица 4. Контрольный листок для сечения 5 (спинка, A₅ – A₅, 2)

| Номинал | Толщина | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | Частота |
|---------|---------|--------|---|---|---|---|---|---|---|---|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|---------|
| | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | |
| | 0,8 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | 0 |
| | 0,9 | X | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | 1 |
| * | 1 | X | X | X | X | | | | | | | | | | | | | | | | | 4 |
| | 1,1 | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | | | | | | | | 13 |
| | 1,2 | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | X | 19 |
| 1,3 | 1,3 | X | X | X | X | X | X | X | X | | | | | | | | | | | | | 8 |
| | 1,4 | X | X | X | | | | | | | | | | | | | | | | | | 3 |
| | 1,5 | X | X | | | | | | | | | | | | | | | | | | | 2 |
| * | 1,6 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | 0 |
| | 1,7 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | 0 |
| | | Итого: | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | 50 |

* – граница поля допуска (по чертежу).

Таблица 5. Данные для построения гистограмм

| 1 | | | | |
|---|--------|-------|-------|---------|
| № | Начало | Конец | Центр | Частота |
| 1 | 0,85 | 1,01 | 0,93 | 1 |
| 2 | 1,01 | 1,17 | 1,09 | 1 |
| 3 | 1,17 | 1,33 | 1,25 | 3 |
| 4 | 1,33 | 1,49 | 1,41 | 3 |
| 5 | 1,49 | 1,65 | 1,57 | 22 |
| 6 | 1,65 | 1,81 | 1,73 | 20 |
| 2 | | | | |
| № | Начало | Конец | Центр | Частота |
| 1 | 0,67 | 0,76 | 0,715 | 5 |
| 2 | 0,76 | 0,85 | 0,805 | 8 |
| 3 | 0,85 | 0,94 | 0,895 | 16 |
| 4 | 0,94 | 1,03 | 0,985 | 10 |
| 5 | 1,03 | 1,12 | 1,075 | 8 |
| 6 | 1,12 | 1,21 | 1,165 | 3 |
| 3 | | | | |
| № | Начало | Конец | Центр | Частота |
| 1 | 0,67 | 0,76 | 0,715 | 3 |
| 2 | 0,76 | 0,85 | 0,805 | 9 |
| 3 | 0,85 | 0,94 | 0,895 | 17 |
| 4 | 0,94 | 1,03 | 0,985 | 12 |
| 5 | 1,03 | 1,12 | 1,075 | 8 |
| 6 | 1,12 | 1,21 | 1,165 | 1 |
| 4 | | | | |
| № | Начало | Конец | Центр | Частота |
| 1 | 1,09 | 1,21 | 1,15 | 2 |
| 2 | 1,21 | 1,33 | 1,27 | 1 |
| 3 | 1,33 | 1,45 | 1,39 | 3 |
| 4 | 1,45 | 1,57 | 1,51 | 8 |
| 5 | 1,57 | 1,69 | 1,63 | 14 |
| 6 | 1,69 | 1,81 | 1,75 | 22 |
| 5 | | | | |
| № | Начало | Конец | Центр | Частота |
| 1 | 0,85 | 0,96 | 0,905 | 1 |
| 2 | 0,96 | 1,07 | 1,015 | 4 |
| 3 | 1,07 | 1,18 | 1,125 | 13 |
| 4 | 1,18 | 1,29 | 1,235 | 19 |
| 5 | 1,29 | 1,4 | 1,345 | 8 |
| 6 | 1,4 | 1,51 | 1,455 | 5 |
| 6 | | | | |
| № | Начало | Конец | Центр | Частота |
| 1 | 0,74 | 0,82 | 0,78 | 9 |
| 2 | 0,82 | 0,9 | 0,86 | 0 |
| 3 | 0,9 | 0,98 | 0,94 | 17 |
| 4 | 0,98 | 1,06 | 1,02 | 15 |
| 5 | 1,06 | 1,14 | 1,1 | 7 |
| 6 | 1,14 | 1,22 | 1,18 | 2 |

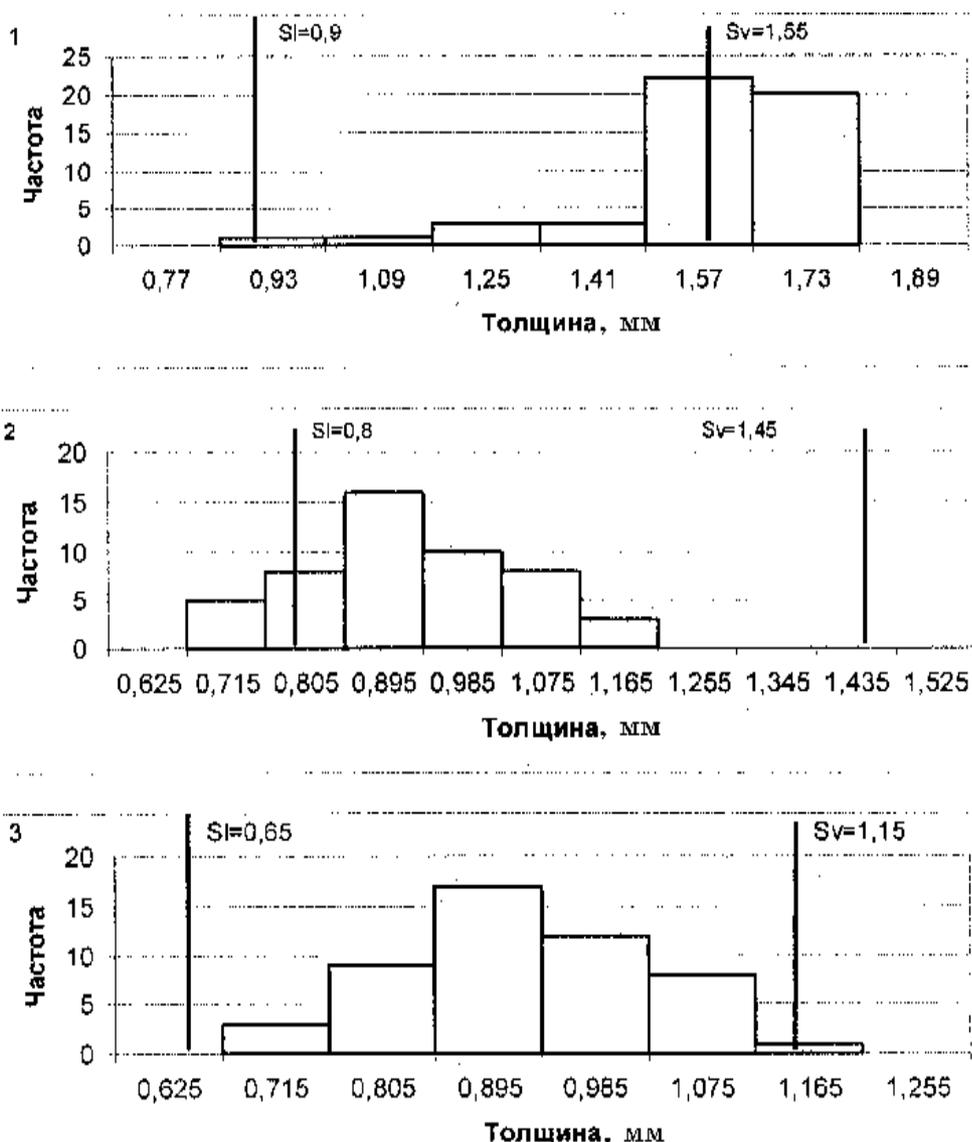


Рис. 4. Гистограммы толщин стенок лопатки для спинки в сечении $A_3 - A_3$

Взаимосвязь реальной характеристики C_{pK} процесса и его потенциальной характеристики C_p выражается следующим соотношением:

$$C_{pK} = C_p(1 - K). \quad (6)$$

Из выражения (6) видно, что $C_{pK} = C_p$ только в том случае, когда среднее значение процесса совпадает с серединой диапазона заданного ТУ. В противном случае $C_{pK} < C_p$, т. е. оптимальная ситуация состоит в том, чтобы среднее значение требований ТУ совпадало со средним значением реального процесса ($m = \bar{X}$ и $K = 0$).

В зависимости от значений C_p производственный процесс оценивается как:

- точный, при $1,33 < C_p < 1,67$;
- удовлетворительный, при $1,0 < C_p < 1,33$ (при $C_p = 1,0$ вероятность появления брака составляет 0,27%; при $C_p = 1,33$ вероятность появления брака меньше 0,01%);
- неудовлетворительный, при $0,67 < C_p < 1,0$ (при $C_p = 0,67$ вероятность появления брака составляет 4,44%).

Указанные коэффициенты дают полную информацию о процессе в случае симметричного распределения и симметричного двухстороннего допуска, т. е. нормального распре-

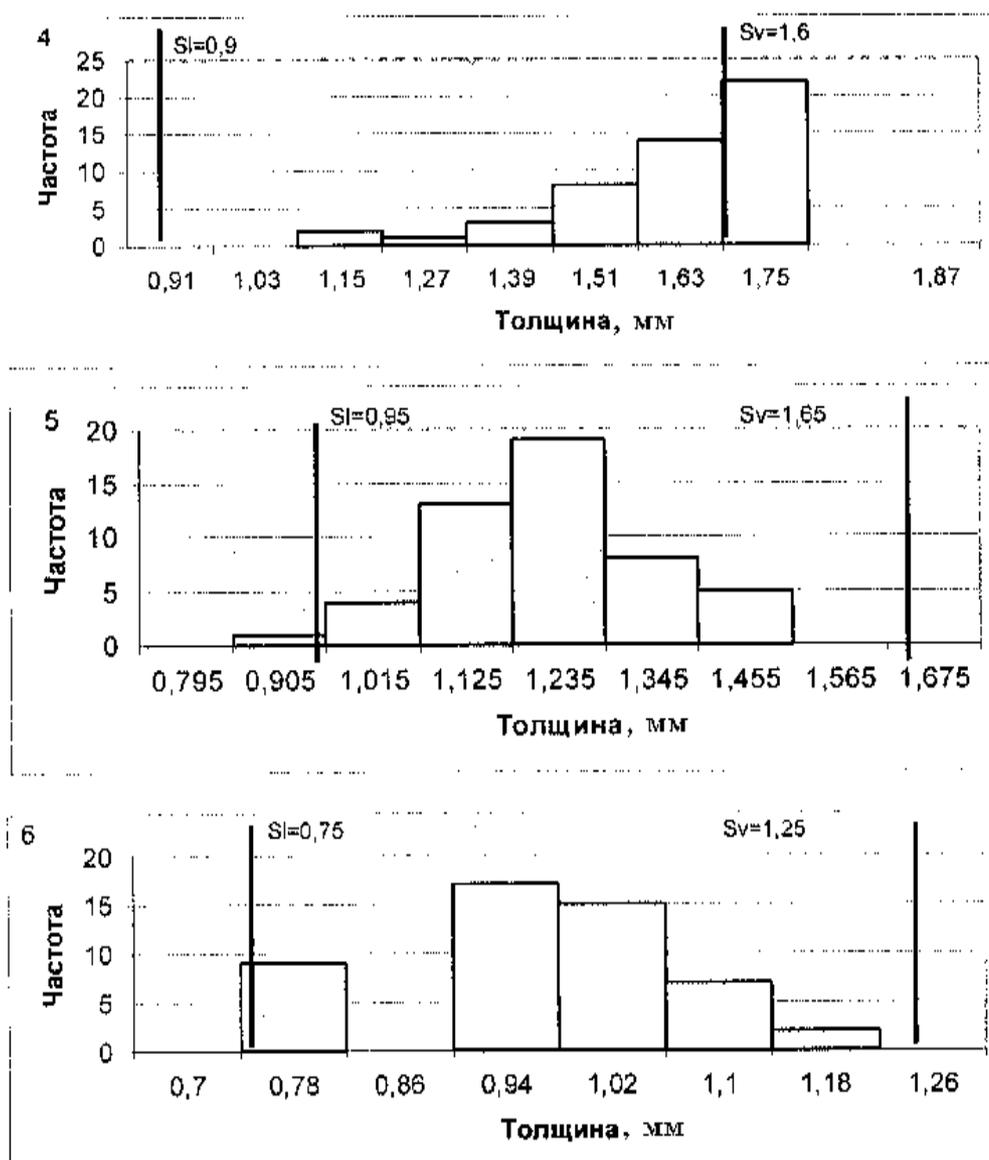


Рис. 5. Гистограммы толщин стенок лопатки для спинки в сечении $A_5 - A_5$

деления. В случае ненормального распределения коэффициенты C_p и C_{pk} не столь информативны, могут давать ложную информацию или быть вообще неприменимы. Кроме того, поле рассеяния процесса, не имеющего нормального распределения, не описывается с помощью правила “6 сигм”, и поэтому необходимо вычисление и введение дополнительного коэффициента.

Для проверки гипотезы о нормальном законе распределения используем способ В. И. Романовского [4]. С этой целью определяется величина A

$$A = \frac{|\chi^2 - r|}{\sqrt{2 \cdot r}}, \quad (7)$$

где χ - критерий К. Пирсона, определяемый по формуле

$$\chi^2 = \frac{\sum_{i=1}^m (f_{iЭ} - f_{iТ})^2}{f_{iТ}},$$

m - число интервалов; $f_{iЭ}$ - эмпирическая частота; $f_{iТ}$ - теоретическая частота; $r = m - p - 1$ - число степеней свободы; p - число параметров теоретического распределения (для нормального закона $p = 2$).

Если $A < 3$, то гипотеза о нормальном законе распределения принимается, а если $A \geq 3$, то гипотеза бракуется.

Результаты расчетов C_p , K и C_{pK} для всех сечений приведены в табл. 6.

Проведем краткий анализ результатов значений толщины стенок лопаток в различных сечениях $A_3 - A_3$ (рис. 4) и $A_5 - A_5$ (рис.5).

Для сечения 1: $A = 29,728$ – распределение не подчиняется нормальному закону. $C_p = 0,832$, $C_{pK} = -0,084$, это означает, что контроль процесса неудовлетворительный, а среднее значение вышло за границы поля допуска, т. е. оборудование настроено на другое среднее значение.

Для сечения 2: $A = 0,151$ – распределение подчиняется нормальному закону. $C_p = 1,541$, $C_{pK} = 0,595$ – состояние процесса хорошее, но по C_{pK} видно, что настройка оборудования немного сместилась, но еще не вышла за пределы нормы.

Для сечения 3: $A = 0,437$ – распределение подчиняется нормальному закону. $C_p = 2,005$, $C_{pK} = 1,815$ – состояние процес-

са идеальное, и настройка оборудования верна.

Для сечения 4: $A = 16,540$ – распределение не подчиняется нормальному закону; $C_p = 1,244$, $C_{pK} = -0,081$. Это указывает на необходимость усилить контроль процесса, провести анализ факторов, влияющих на разброс, и провести мероприятия по улучшению состояния процесса, так как среднее значение вышло за границы интервала, т. е. сбилась настройка оборудования.

Для сечения 5: $A = 0,036$ – распределение значений подчиняется нормальному закону. $C_p = 1,732$, $C_{pK} = 1,345$.

Для сечения 6: $A = 8,692$ – распределение не подчиняется нормальному закону. $C_p = 1,735$, $C_{pK} = 1,508$.

Для сечений 5 и 6 состояние процесса в обоих случаях идеальное, настройка оборудования верна, и отсутствует вероятность появления брака.

Таблица 6. Значения C_p , K и C_{pK} для всех сечений

| № сечения | C_p | K | C_{pK} |
|-----------|-------|-------|----------|
| 1 | 0,832 | 1,101 | -0,084 |
| 2 | 1,541 | 0,614 | 0,595 |
| 3 | 2,005 | 0,095 | 1,815 |
| 4 | 1,244 | 1,065 | -0,081 |
| 5 | 1,732 | 0,223 | 1,345 |
| 6 | 1,735 | 0,131 | 1,508 |
| 7 | 1,030 | 1,091 | -0,093 |
| 8 | 2,323 | 0,212 | 1,830 |
| 9 | 1,659 | 0,585 | 0,688 |
| 10 | 1,444 | 0,641 | 0,518 |
| 11 | 1,767 | 0,750 | 0,442 |
| 12 | 0,917 | 1,032 | -0,029 |
| 13 | 1,551 | 0,328 | 1,042 |
| 14 | 0,978 | 0,929 | 0,070 |
| 15 | 1,151 | 0,885 | 0,133 |
| 16 | 1,298 | 0,822 | 0,231 |
| 17 | 0,420 | 2,148 | -0,482 |
| 18 | 1,381 | 0,831 | 0,233 |
| 19 | 0,546 | 1,397 | -0,217 |
| 20 | 0,529 | 1,493 | -0,261 |
| 21 | 0,352 | 1,423 | -0,149 |

Выводы

1. Использование статистических методов в производстве лопаток ГТД позволит установить количественные показатели качества, обосновать нормы на параметры изделий и процессов и иметь объективные данные для принятия решения о доработке или снятии изделия с производства.

2. Построенные гистограммы и подсчитанные коэффициенты C_p , C_{pK} позволяют квалифицировать текущее состояние производства с позиции качества выпускаемой продукции, эффективно управлять качеством лопаток ГТД на стадии производства.

Список литературы

1. Основы конвертирования авиационных ГТД в газотурбинные установки назем-

ного применения: Учебное пособие./ Н. Д. Кузнецов и др. Самара: СГАУ, 1995. 27с.

2. Барвинок В. А., Чекмарев А. Н., Голанов В. П. Методика применения статистических методов при анализе причин дефектов лопаток ГТД в процессе их производства./ Тез. докл. международной НТК "Сертификация и управление качеством продукции. Брянск: БГТУ, 2002. С. 180-182.

3. Чекмарев А. Н., Барвинок В. А., Шалавин В. В. Статистические методы управления качеством. М.: Машиностроение, 1999. 320 с.

4. Информационно-статистические методы в технологии машиностроения / В. Г. Григорович и др. – М.: ГУП Издательство "Нефть и газ" РГУ нефти и газа им. И. М. Губкина, 2000. – 184 с.

MANAGEMENT OF QUALITY OF PRODUCTION OF TURBINE SHOULDER BLADES GTD WITH DIRECT CRYSTALLIZATION

© 2002 V. A. Barvinok¹, V. P. Golanov², A. N. Chekmarev¹

¹Samara State Aerospace University

²«Motorostroitel» Joint Stock Company, Samara

A strategy is offered of mastering the statistical methods of quality control of production of shoulder blades GTD with the direct crystallization, allowing to install quantitative quality factors, define technological rates, warn the development of discrepancies in the production and enter anticipatory influences for the adjustment of technological process (TP).

УСТОЙЧИВОСТЬ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ МНОГОЦЕЛЕВОГО ВЕРТОЛЕТА

© 2002 В. А. Григорьев

Самарский государственный аэрокосмический университет

Материалы данной работы связаны с оптимизацией и выбором значений параметров рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) для вертолетов. Характерная для начального проектирования существенная неопределенность исходных данных в конечном итоге может сказаться на эффективности МГТД, изменить сроки доводки изделия. Поэтому в работе рассматриваются методы нахождения значений параметров рабочего процесса, устойчивых к влиянию неопределенности исходных данных. В качестве примера приведены результаты расчетных исследований образования устойчивой области компромиссных проектных решений для вертолетных МГТД.

Формирующаяся в настоящее время новая методология создания авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) особое внимание уделяет созданию научно-технического задела. Это предполагает в том числе разработку таких методов и средств, которые смогли бы обеспечить повышение эффективности ГТД на всех стадиях жизненного цикла. Для вертолетных ГТД, которые относятся в абсолютном большинстве к категории малоразмерных [1], характерно, с одной стороны, разнообразие типов конструктивных решений (вывод вала вперед, вывод вала назад, осевые и центробежные компрессоры, разнообразные типы камер сгорания, турбины осевые и радиально-осевые, двигатели с редуктором и без него и т.п.), а с другой стороны, – ограничение возможностей повышения эффективности за счет совершенствования рабочего процесса, так как повышение значений параметров π_k и T_r^* затрудняет проблема КПД узлов из-за «уменьшения» элементов проточной части. Учет этих принципиальных особенностей имеет особое значение при начальном проектировании, которое обычно относят к «внешнему» проектированию.

Основной задачей начального проектирования авиационного ГТД является оптимальное согласование основных параметров летательного аппарата (ЛА) и силовой установки (СУ). На этом этапе рассматривают большое количество вариантов проектных

решений и выявляют область оптимальных сочетаний параметров, обеспечивающих такое согласование. При этом возможна реализация двух проектных стратегий:

- двигатель проектируется, т. е. определяется его техническая концепция и основные (обликовые) параметры под выполнение требований технического задания (ТЗ), которое формируется разработчиками ЛА;
- двигатель проектируется для предполагаемого ЛА (его прототипа и т.п.), техническое предложение фактически является ТЗ для дальнейшей разработки.

Принимая во внимание специфику разработки ГТД, которая заключается в том, что срок его создания больше срока создания соответствующего ЛА на 3...5 лет, следует признать последнюю стратегию наиболее реалистичной. Такой подход полностью укладывается в рамки предлагаемого в настоящее время организационно-методического порядка, существенно корректирующего традиционную методологию создания авиационных двигателей [2].

Задачам начального проектирования малоразмерных вертолетных ГТД, как впрочем и других двигателей, присуща многокритериальность и неполная определенность исходной проектной информации. Как показывают исследования, влияние неопределенности здесь проявляется в большей степени, чем у полноразмерных ГТД. При этом каждый локальный критерий можно представить в качестве вектора, компонентами которого

являются исходные проектные данные неоднозначной величины. К ним относятся: КПД лопаточных машин, коэффициенты потерь проточной части, атмосферные условия на входе, а также целый ряд других величин, характеризующих ЛА и СУ. При начальном проектировании точные значения этих исходных данных обычно неизвестны, однако известны или могут быть спрогнозированы диапазоны их изменения. Этот вид неопределенности, а также предпосылки и допущения, на которых основаны расчетные методики проектных процедур, приводят к тому, что результаты оптимизации соответствуют лишь некоторым условным оптимумам рассматриваемых критериев оценки.

Как показано в работе [3], решением данной задачи векторной оптимизации является нахождение области компромиссных решений, точнее, той ее части, которая устойчива к неопределенности исходной информации:

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^n \bigcap_{k=1}^q X_{ik},$$

где n – число критериев эффективности;

q – число вариантов исходных данных неопределенной величины;

$X_{ik} = \{X | Y_i(X_{opt}, \epsilon_k, p) \leq Y_i(X, \epsilon_k, p) \leq (1 + \Delta Y) Y_i(X_{opt}, \epsilon_k, p)\}$ – базовое подмножество оптимальных параметров ГТД при выбранной величине отклонения от экстремального значения критерия ΔY ;

$Y_i = \{M_0, C_{ТКМ}, a, \dots\}$ – множество критериев эффективности (M_0 – взлетная масса ЛА; $C_{ТКМ}$ – полетные затраты топлива ЛА на 1000 км; a – себестоимость перевозок и т. п.);

$X = \{\pi_k, T_{\Gamma}^*, \dots\}$ – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса МГТД (π_k – степень повышения давления в компрессоре, T_{Γ}^* – температура газа перед турбиной);

ϵ_k – исходные данные неопределенной величины;

p – исходные данные определенной величины.

Обычно процесс начального проектирования МГТД базируется на системе слож-

ных взаимосвязанных математических моделей. Алгоритмический ее характер не позволяет получить аналитические решения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры, внешние и внутренние исходные данные и целевые функции. С другой стороны, большая трудоемкость расчетов в этой системе практически не позволяет использовать ее для нахождения указанных выше подмножеств. Еще более осложняется такая задача при нахождении устойчивой области компромиссов, так как только для непосредственного перебора сочетаний исходных данных требуется найти $2^{20} \dots 2^{30}$ вариантов координат оптимумов (не считая координат изолиний).

Поэтому для эффективного нахождения устойчивых к влиянию проектной неопределенности вариантов компромиссных решений используют специальные аналитические решения¹ основывающиеся на условии эквивалентности влияний расчетной дальности (времени t_{Π}) полета, критериев оценки ЛА и факторов неоднозначной величины на оптимальные величины параметров рабочего процесса МГТД. Логический анализ позволяет с помощью полученных выражений для эквивалентного времени $t_{\text{ЭКВ}}$ найти сочетания возможных изменений исходных данных неоднозначной величины, которые приводят к максимально и минимально возможным значениям оптимальных по рассматриваемым критериям параметров. В этом случае гарантируемые границы искомой зоны компромиссных решений в условиях неопределенности находятся при минимальном числе вариантов расчета изолиний критериев.

Вторым способом определения наиболее неблагоприятных вариантов исходных данных является применение математической модели эффективной удельной массы ГТД в системе вертолета [4]:

$$\gamma_{eN} = K_{cy} \cdot \gamma_e + \tau C_e,$$

где $\bar{G}_{мон} = G_{m\text{cp}} / G_{m\text{кр}}$ – коэффициент среднечасового расхода топлива;

$G_{m\text{cp}}$ – среднечасовой расход топлива, кг/ч;

¹ Предложен В. Г. Масловым.

$\tau = G_{мон} \times \bar{M}_{мс} \times t_n$ – коэффициент продолжительности полета;

$G_{ткр}$ – крейсерский расход топлива;

t_n – расчетная продолжительность полета, ч;

$\bar{M}_{мс}$ – коэффициент массы топливной системы;

$K_{сy}$ – коэффициент массы СУ;

C_e – удельный расход топлива, кг/кВт·ч;

γ_e – удельная масса ГТД, кг/кВт.

Из этого выражения можно выявить основные закономерности изменения оптимальных параметров и проанализировать влияние, оказываемое на них исходными данными неоднозначной величины.

Так, например, было получено, что под влиянием неопределенности исходных данных в типичном диапазоне их вариации величины $\pi_{кopt}$ могут изменяться в 1,2...1,7 раза.

Третий вариант основывается на представлении целевых функций в виде зависимостей от массы двигателя ($M_{дв}$) и запаса топлива ($G_{мЛА}$). Последние, в свою очередь, заменяются регрессионными моделями, зависящими от $T_{г}^*$ и $\pi_{к}$. Продифференцировав

выражения целевых функций по любому оптимизируемому параметру, получим формулы, удобные для выявления основных факторов, влияющих на устойчивость оптимальных решений.

Благодаря найденным связям между изменениями исходных данных и изменением оптимальных значений параметров рабочего процесса (X_{opt}) оказалось возможным ранжировать влияющие факторы. Количественную оценку этих связей можно выполнить с помощью специальных параметров – коэффициентов чувствительности X_{opt} к влияющим факторам

$$K_{X_{opt}} = \delta X_{opt} / \delta e.$$

Коэффициенты чувствительности отличаются от известных в инженерной практике коэффициентов влияния тем, что оценивают влияние отдельных факторов не на величину целевой функции, а на величины оптимальных значений аргументов или функций.

В таблице в качестве примера приведены некоторые значения таких коэффициентов чувствительности.

Как известно, наибольшее распространение имеют универсальные многоцелевые

Таблица

Коэффициенты чувствительности оптимальных параметров и целевых функций к изменению прогнозируемых величин исходных данных МГТД для легкого вертолета ($M_0 = 1200 \text{ кг}$)

| Факторы | Критерии эффективности | | | | | |
|------------------------|------------------------|---------------------|--------------------|--------------------|---------------------|---------------------|
| | $\bar{M}_{пн}$ | | | $C_{ткм}$ | | |
| | $\delta\pi_{кopt}$ | $\delta T_{гopt}^*$ | $\delta M_{пнmax}$ | $\delta\pi_{кopt}$ | $\delta T_{гopt}^*$ | $\delta C_{ткмmin}$ |
| $\delta\sigma_{вх}$ | 0,040 | -0,001 | -0,43 | -0,060 | 0,045 | 1,10 |
| $\delta\eta_{к}$ | -2,17 | 0,025 | -1,06 | -1,440 | 0,310 | 3,18 |
| $\delta\eta_{кс}$ | 0,080 | -0,005 | -0,45 | -0,020 | 0,003 | 1,20 |
| $\delta\eta_{г}$ | 0,040 | 0,017 | -0,34 | -0,030 | 0,025 | 1,26 |
| $\delta\eta_{т}$ | -1,040 | 0,005 | -0,93 | -0,70 | 0,160 | 2,36 |
| $\delta\eta_{тсв}$ | 0,040 | -0,050 | -0,60 | -0,02 | -0,003 | 1,52 |
| $\delta\pi_{с}$ | 0,110 | 0,010 | -0,410 | 0,04 | 0,08 | 1,03 |
| $\delta\eta_i\sigma_i$ | -2,850 | 0,080 | -4,45 | -2,280 | 0,690 | 13,8 |
| $\delta T_{л}$ | -1,6 | 0,008 | -0,57 | -1,340 | -0,10 | 1,83 |
| $\delta T_{лсв}$ | -0,004 | -0,50 | -0,04 | 0,020 | -0,46 | 0,33 |

вертолеты, способные выполнить различные работы: транспортные, сельскохозяйственные, крановые, геологоразведочные, патрульные и др. Поскольку каждая из этих работ оценивается своими критериями эффективности, то это отражается на выборе значений параметров как вертолета, так и его силовой установки. Были получены оценки такого влияния при оптимизации параметров рабочего процесса двух вариантов МГТД с осецентробежным компрессором. Вариант 1 – это вертолет одновинтовой схемы с $M_0 = 1250$ кг, $V_{кр} = 240$ км/ч и с однодвигательной СУ. Вариант 2 – вертолет соосной схемы с $M_0 = 3250$ кг, $V_{кр} = 160$ км/ч, СУ с двумя МГТД. Рассмотрены уровни КПД и коэффициентов потерь для уже созданных МГТД ($\eta_{пол\ ОЦБК} = 0,83$, $\eta_{ст\ т\ неохл} = 0,91$, $\sigma_{вх} = 0,97$, $\sigma_{кс} = 0,95$, $T_{л\ доп}^* = 1180$ К). Другой уровень ориентирован на данные проектируемых МГТД ($\eta_{пол\ ОЦБК} = 0,89$, $\eta_{ст\ т\ неохл} = 0,915$,

$\sigma_{вх} = 0,975$, $\sigma_{кс} = 0,96$, $T_{л\ доп} = 1180$ К).

На рис. 1 в качестве примера показаны области оптимальных параметров МГТД по критериям эффективности одновинтового легкого вертолета, где для сравнения нанесены также области по удельному расходу топлива ($C_{e\ min}$). Из полученных результатов видно существенное отличие областей оптимальных параметров по экономическим и летно-техническим критериям. Например, $\pi_{к\ opt}$ по критериям a и $C_{ткм}$ могут отличаться в 1,5...2 раза, а $T_{г\ opt}^*$ по критериям a и $\bar{M}_{пн}$ на 150...200 К. Поэтому компромисс между ними может быть найден только при отклонении от экстремальных значений этих критериев на величину $\Delta y = 2...4\%$. Полученные результаты свидетельствуют о существенном влиянии дальности полета и выбранных критериев эффективности на устойчивость оптимальных решений для параметров рабочего процесса вертолетных МГТД.

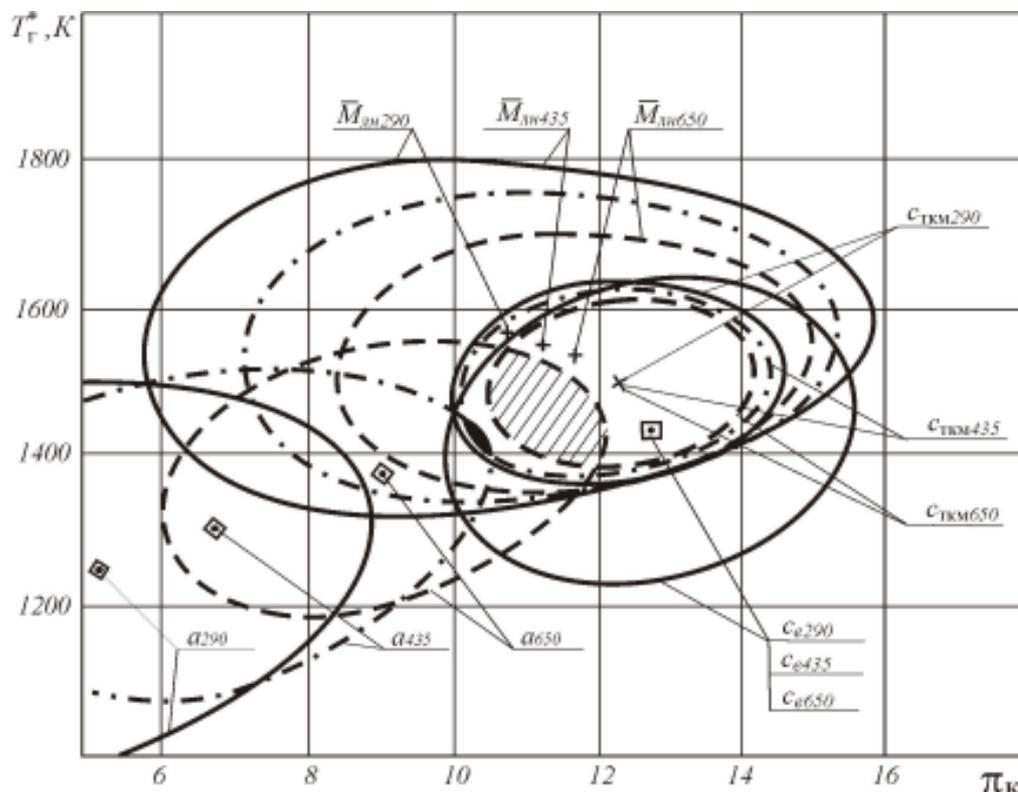


Рис. 1. Влияние на области оптимальных параметров МГТД критериев оптимизации и дальности полета вертолета одновинтовой схемы ($M_0 = 1200$ кг, $\Delta y_i = 4\%$)

————— - $L_{II} = 290$ км, - - - - - $L_{II} = 435$ км, - · - · - $L_{II} = 650$ км,
 ■ - область компромисса при $L_{II} = 425$ км, ▨ - область компромисса при $L_{II} = 650$ км

**STABILITY OF OPTIMAL SOLUTIONS IN THE FORMATION
OF THE OPERATION PROCESS OF SMALL GAS-TURBINE ENGINES
FOR A MULTIPURPOSE HELICOPTER**

© 2002 V. A. Grigoriev

Samara State Aerospace University

The materials of the paper are concerned with the optimization of the operation process of small size gas-turbine engines for helicopters (SGTE) and with the choice of values for the parameters of the operation process of SGTE. A considerable amount of uncertainty in the initial data may in the long run affect the SGTE efficiency and the deadline for the engine final improvement. Therefore methods for the finding of such values for the operation process parameters that would be resistant to the uncertainty of the initial data are considered in this paper. Given as an example are the results of calculations of the formation of a stability domain of the compromising design options of the helicopters SGTE.

ВЫБОР ОПТИМИЗИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И МЕТОДИКА ТЕПЛОВОГО РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2002 А. В. Григорьев, С. В. Лукачев

Самарский государственный аэрокосмический университет

При начальном проектировании оптимальность варианта двигателя во многом определяется его рабочим процессом. В работе обосновывается выбор параметров - степени повышения давления π и степени повышения температуры Θ - определяющих рабочий процесс авиационных поршневых двигателей (ПД). Уточняется методика теплового расчета ПД и описываются программные средства, реализующие данные методики для автоматизированного начального проектирования.

Анализ методологии начального проектирования авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) указывает на важность правильного выбора перечня оптимизируемых параметров рабочего процесса.

Если при формировании методологии начального проектирования ПД ориентироваться не только на теорию выбора оптимальных параметров ГТД, но и на анализ ГТД как тепловой машины, то циклы ПД (в отличие от традиционного подхода) лучше сравнивать и анализировать в координатах $i - S$ (рис. 1), причём выполнять это сравнение целесообразно при максимальных температуре и давлении процесса горения ($T_{z \max}$ и $p_{z \max}$ соответственно, пересечение которых определяет положение точки z), как это рекомендовано в работе [1]. Очевидно, что при таком сравнении цикл со смешанным подводом тепла является обобщенным вариантом, а циклы с подводом тепла при постоянном объеме и постоянном давлении являются его частными случаями, т. е. цикл Отто будет иметь минимальную степень сжатия ϵ , а цикл Дизеля - максимальную. Такой подход полностью совпадает с действительностью, поскольку процесс горения в реальных индикаторных диаграммах и бензиновых двигателей, и дизелей всегда протекает при переменных объеме и давлении, т. е. все двигатели в действительности работают по термодинамическому циклу со смешанным подводом тепла.

Очевидно, что изменение энтальпии в этих циклах не выходит из диапазона $i_a - i_z$, а изменение давления из диапазона $p_a - p_z$. От-

сюда следует, что основными параметрами этих термодинамических циклов являются степень подогрева рабочего тела $\Theta = T_z / T_a$ и степень повышения давления $\pi = p_z / p_a$, т. е. Θ и π можно считать проектными переменными (ПП). Такой подход представляется вполне естественным, поскольку при начальном проектировании двигателя о его геометрии речь не идёт. Оптимизация размеров необходима и имеет место на следующих этапах конструкторской проработки узлов и компоновке двигателя в целом.

Если параметры Θ и π при начальном проектировании двигателя считать независимыми ПП, то для согласования параметров ПД и летательного аппарата (ЛА) необходимо иметь зависимость массы ПД ($M_{\text{дв}}$) от этих ПП. Поскольку формализованные связи такого рода отсутствуют, то зависимость может быть получена на основе статистических данных. Сложность заключается в том, что в справочных данных о двигателях не приводятся значения T_z и p_z . Таким образом, величины Θ и π для каждого двигателя следует определять как предполагаемые, используя какой-либо метод поиска их возможных значений.

Один из этих методов – тепловой расчет каждого двигателя с подбором ряда неизвестных коэффициентов до тех пор, пока значения выходных параметров двигателя (C_e, N_x, N_e) не совпадут с их справочными значениями. Очевидно, что в этом методе резуль-

тат является n -мерным вектором, где n представляет собой 10...20 неизвестных величин, выбираемых в процессе теплового расчета. В результате была получена следующая зависимость массы четырехтактного ПД:

$$M_{\text{дв}} = 100,39\Theta^2 - 1751,25\Theta + 0,4248\pi^2 - 58,575\pi + 5616,8. \quad (1)$$

Ещё одной новой задачей в данной работе стал выбор расчётной единицы. Известно, что в проектных расчётах ГТД вначале вычисляются удельные параметры (в расчёте на расход воздуха через двигатель в 1 кг/с), а затем, исходя из мощности (или тяги), требуемой для заданного режима полета, определяется действительный расход воздуха. Задавая для ПД значения Θ и π можно определить значение среднего эффективного давления (p_e), что по сути будет являться удельной мощностью. Следовательно, сравнивая термогазодинамический расчет ГТД и тепловой расчет ПД, можно сделать

вывод, что для ПД расчётной единицей является величина объемного расхода рабочего тела через один цилиндр двигателя

$$f = \frac{V_h \cdot i \cdot n}{30 \cdot \tau}, \quad (2)$$

где V_h - рабочий объем одного цилиндра, м³; i - количество цилиндров двигателя; n - частота вращения коленчатого вала, об/мин; τ - тактность двигателя.

При выборе режима работы ПД, для которого целесообразно проводить оптимизацию его проектных параметров для вариантов ЛА, предназначенного для перевозки пассажиров и грузов, был принят крейсерский режим, т. к. именно он в основном определяет запас топлива. Поскольку на величину критериев эффективности ЛА оказывает влияние не только расход топлива, но и масса двигателя, то её следует рассчитывать на наиболее напряжённом режиме - взлётном.

Эти изложенные особенности начального проектирования авиационного ПД тре-

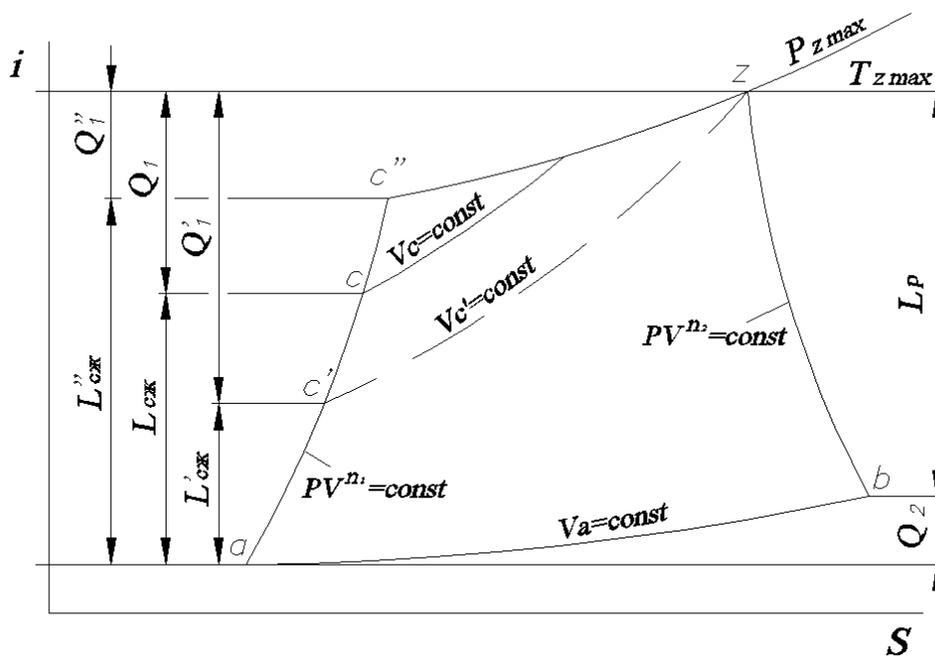


Рис. 1. Диаграмма термодинамических циклов ПД в i - S координатах, где Q_1 - количество теплоты, подведенное к рабочему телу от постороннего источника; Q_2 - количество теплоты, отведенное от рабочего тела холодному источнику; $L_{сж}$ - работа сжатия; L_p - работа расширения; V_a - объем, занимаемый рабочим телом в конце процесса расширения; V_c - объем, занимаемый рабочим телом в конце процесса сжатия; n_1 и n_2 - показатели политроп сжатия и расширения; $p_{z \max}$ и $T_{z \max}$ - максимальные давление и температура в цикле

буют переработки классической методики теплового расчета двигателя, особенно для расчета на крейсерском режиме работы. Так как расчет начинается с задания Θ и π , то необходимо задать среднюю скорость поршня ($V_{п\text{ ср}}$), степень подогрева свежего заряда (ΔT), коэффициент сопротивления впускной системы ($k\Delta p_a$), элементарный состав топлива, параметры окружающей среды, коэффициент очистки ($\varphi_{оч}$), коэффициент дозарядки ($\varphi_{доз}$), коэффициент использования теплоты (ξ_z), а также некоторые начальные значения коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{нач}$), температуры в конце впуска (T_a) и коэффициента остаточных газов (γ_r). Таким образом, возможно рассчитать величину степени сжатия (ε), а также параметры процесса сгорания, процесса впуска, процесса расширения и процесса выпуска, что и позволяет определить коэффициент остаточных газов:

$$\gamma_r = \frac{T_k + \Delta T}{T_r} \cdot \frac{\varphi_{оч}}{\varepsilon \varphi_{доз} p_a - \varphi_{оч} p_r}, \quad (3)$$

где T_r и p_r - параметры остаточных газов, T_k - температура окружающей среды. Аналогично определяется температура в конце сжатия:

$$T_a = (T_k + \Delta T + \gamma_r T_r) / (1 + \gamma_r). \quad (4)$$

Для получения значения коэффициента избытка воздуха предварительно рассчитываются параметры процесса сжатия и теплота сгорания рабочей смеси ($H_{раб.см}$). Далее, если заданное значение $\alpha_{нач} < 1$, то

$$\alpha = 1 - (H_u - H_{раб.см} M_1 (1 + \gamma_r)) / (119950 \cdot L_0), \quad (5)$$

если $\alpha \geq 1$, то коэффициент избытка воздуха рассчитывается по следующей формуле:

$$\alpha = \frac{H_u}{H_{раб.см} L_0 (1 + \gamma_r)} - \frac{1}{m_t}. \quad (6)$$

Полученное значение α сравнивается с заданным в начале расчета с точностью до третьего знака после запятой. При несовпадении расчет повторяется. Блок - схема подпрограммы расчета рабочего цикла на крейсерском режиме представлена на рис. 2. В результате выполнения описанных процедур получаем значения коэффициента избытка воздуха, температуры в конце впуска и коэффициент остаточных газов, которые соответствуют заданным значениям Θ и π .

Тепловой расчет на взлетном режиме проходит по традиционной схеме [2], величина степени сжатия берется из соответствующего расчета цикла на крейсерском режиме.

Процесс проектирования ПД состоит из ряда процедур и операций. Вначале выполняется процедура многовариантного анализа согласования параметров и расчета технико-экономических показателей ЛА и двигателя. При этом в исследуемой области параметров по задаваемому плану эксперимента проводится расчет определенного количества вариантов двигателя в системе «ЛА – двигатель». Затем выполняется процедура синтеза областей оптимальных параметров ПД. Для этого полученные значения целевых функций аппроксимируются с помощью метода регрессионного анализа, в результате чего получают выражения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры и критерии эффективности. Эти выражения используются для нахождения оптимума и границ областей оптимальных параметров по рассматриваемым критериям. Под локально-оптимальной областью понимается подмножество параметров, в котором при любом их сочетании отклонение целевой функции от ее экстремального значения не превышает величины критериального допуска на основные технические данные ПД и ЛА. Область для выбора значений параметров получается как результат пересечения локально-оптимальных областей для различных критериев с учетом возможных ограничений.

Для решения рассмотренных задач начального проектирования ПД разработан программный комплекс. В его структуре (рис.3) выделяются две основные составля-

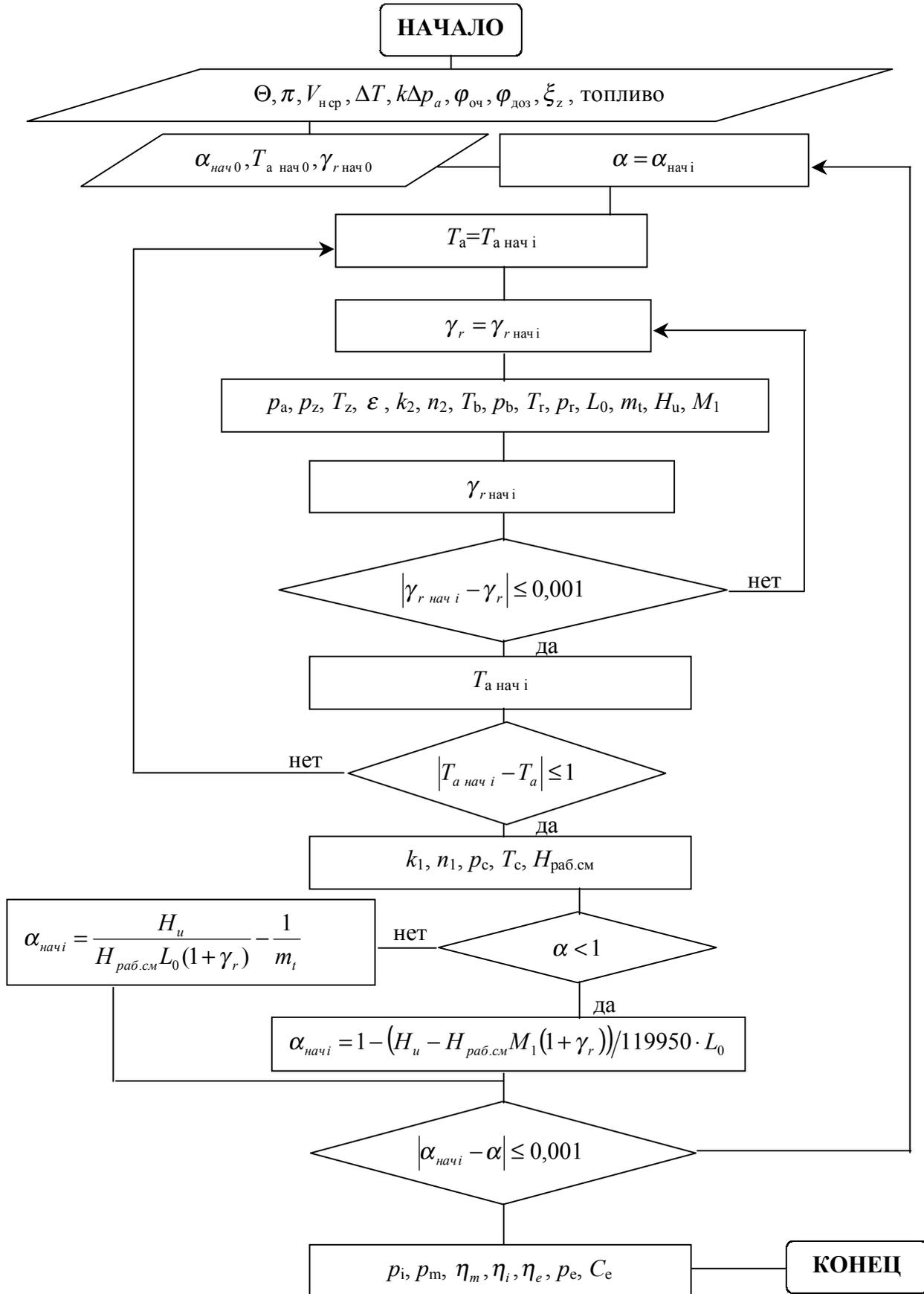


Рис. 2. Блок-схема подпрограммы расчета рабочего цикла ПД

ющие: системное наполнение и функциональное наполнение. Системное наполнение является специализированным, дополняющим возможности штатной операционной системы, ориентированной на пользователя, специалиста (в области двигателестроения), и состоит из модулей организации вычислительного процесса и модулей информационного обеспечения.

Базовое функциональное наполнение состоит из следующих модулей - задач:

- «АППАРАТ», служащий для выработки рационального технического задания на ПД и позволяющий проводить выбор рациональных значений параметров рабочего процесса, для согласования параметров силовой установки и ЛА, который базируется на методах опережающего начального проектирования;

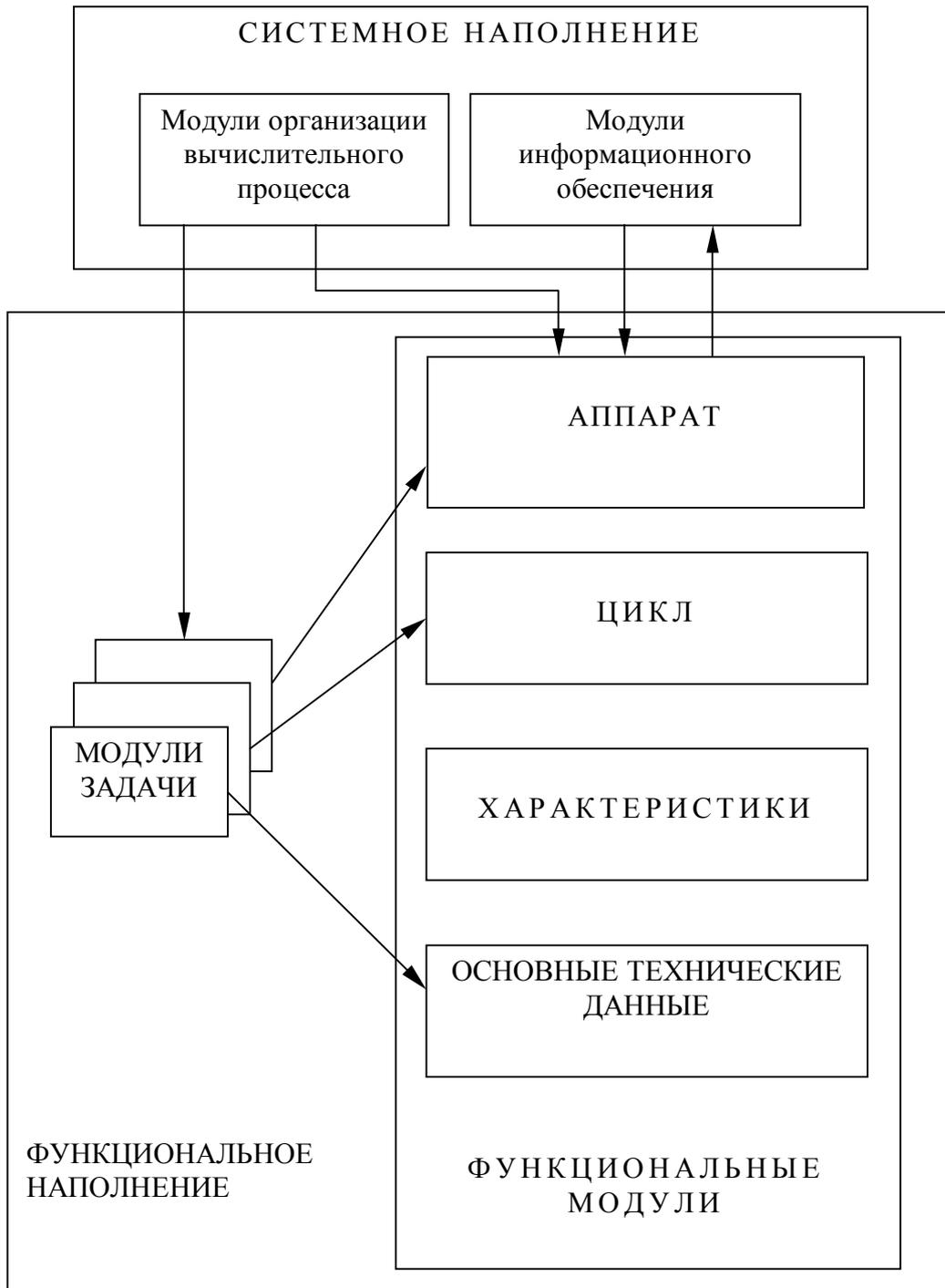


Рис. 3. Функциональная схема ПО, реализующего начальное проектирование ПД

- «ЦИКЛ», с помощью которого решаются задачи анализа и синтеза оптимального рабочего процесса ПД и определяются его расчетные дроссельные и высотно-скоростные характеристики;

- «ХАРАКТЕРИСТИКИ», в котором рассчитывается комплекс характеристик ПД, приближенных к условиям эксплуатации двигателя и воздушного винта на ЛА;

- «ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ», реализующий расчет основных технических данных ПД для технического предложения.

Список литературы

1. Вукалович М. П., Новиков И. И. Техническая термодинамика. М.: Энергия, 1968, 496 с.

2. Григорьев В. А., Григорьев А. В., Ковылов Ю. Л. Научно-учебный программный комплекс для автоматизации начального проектирования авиационных поршневых двигателей. Вестн. СГАУ. Серия: Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Вып. 3. Часть 1. Самара 1999. С. 150...159.

CHOICE OF OPTIMUM PARAMETERS FOR OPERATION PROCESS AND THE APPROACH TO THERMAL CALCULATION OF AIRCRAFT PISTON ENGINES TECHNIQUE IN THE AIRCRAFT SYSTEM

© 2002 A. V. Grigoriev, S. V. Lukachev

Samara State Aerospace University

At the initial designing optimum variant of engines is determined of its operation process. In the research there is substantiation of a parameters choice – power of pressure up and power of temperature up, which determine the operation process of aircraft piston engines. the approach to thermal calculation of aircraft piston engines technique is specified and there the software realizing automated initial designing of piston engines is described.

ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ СХЕМ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

© 2002 В. А. Комаров, А. В. Гуменюк

Самарский государственный аэрокосмический университет

Обсуждаются основные задачи весового проектирования силовых конструкций крыльев. Анализируется точность известных весовых формул. Подробно рассматривается новый безразмерный критерий силового совершенства конструкций. Предлагается методика весового анализа на ранних стадиях проектирования с использованием специальных моделей метода конечных элементов. Приводятся примеры расчетов.

1. Введение. Весовые формулы

На ранних стадиях проектирования планера самолета рассматриваются три основные задачи:

выбираются наиболее эффективные по массе силовые схемы агрегатов планера;

определяется относительная масса конструкции планера для последующего использования в уравнении существования [1] при определении массы самолета в первом приближении;

определяются абсолютные значения масс агрегатов и всего планера в целом для последующих приближений.

На долю крыла и оперения приходится ориентировочно 8-12% и 1,5-2,5% взлетной массы самолета m_o . Для выбора основных параметров самолета на ранних стадиях проектирования необходимо знание (предсказание!) величин абсолютных и относительных масс конструкции в целом m_k , $\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_o}$ и ее частей: крыла $m_{кр}$, $\bar{m}_{кр} = \frac{m_{кр}}{m_o}$, оперения $m_{оп}$ и других. Далее эти величины используются в расчетах центровок, нагрузок и т. д. Поэтому точность весовых прогнозов играет важную роль в общем проектировании самолетов.

Основы систематизированного изучения проблемы прочности и весовой эффективности авиационных конструкций даны в книге Ф. Р. Шенли [2].

Для оценки абсолютных и относительных масс конструкции несущих поверхнос-

тей предложено довольно много так называемых “весовых формул” [1, 3]. Формулы, выдержавшие испытание временем, часто носят имя своего автора.

Как правило, в весовых формулах в основе учета связи между геометрическими характеристиками и внешними нагрузками конструкций, с одной стороны, и внутренними усилиями в них, с другой, используется балочная теория, а такие факторы, как расположение двигателей на крыле или на фюзеляже, наличие наплывов в корневой части и т. п. учитываются многочисленными поправочными коэффициентами, получаемыми обычно из статистического анализа построенных самолетов.

Такой подход не позволяет гарантировать высокую точность весовых расчетов в случаях использования необычных внешних форм, новых технических решений по типу конструкции или при резком изменении абсолютных размеров самолета, если весовые формулы не учитывают должным образом закон “квадратов и кубов” [2, 3].

В качестве примера на рис. 1 приводятся результаты расчетов относительной массы конструкции крыла для двух самолетов. Одного - с параметрами, близкими к “Ил-96МТ”, и другого – транспортного самолета с полезной нагрузкой 250000 кг (проект “Ecolifter”).

Различные весовые формулы дают довольно большой разброс результатов. Для преодоления этого недостатка В. М. Шейнин предложил метод множественных вычислений [3], суть которого состоит в том, что край-

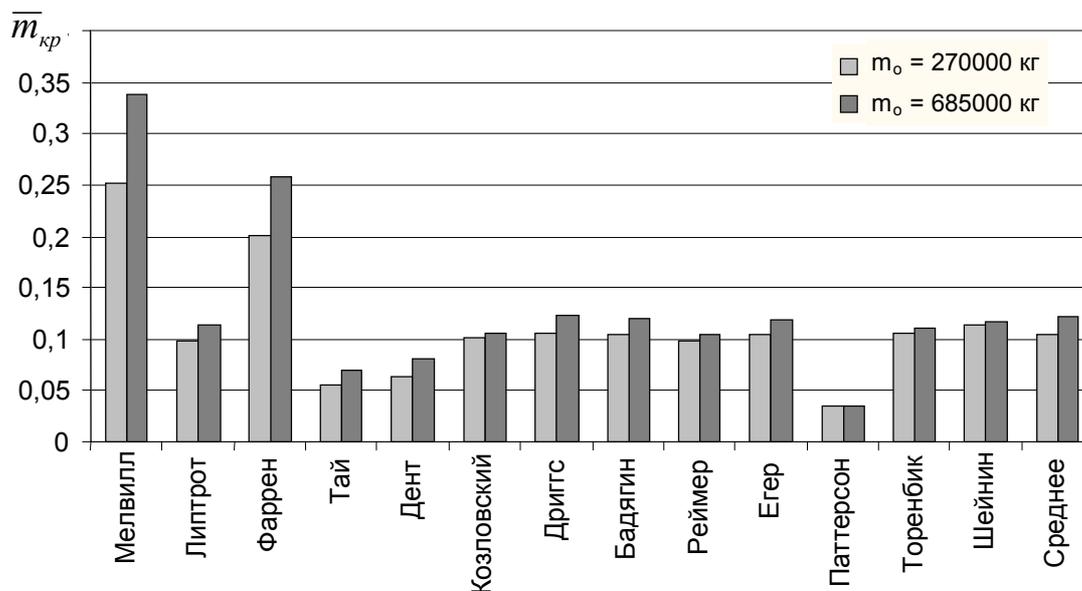


Рис. 1. Результаты расчетов относительной массы конструкции крыльев

ние оценки отбрасываются, а промежуточные осредняются. Метод дает довольно высокую точность, но его применение ограничено традиционными конструкциями и требует от пользователя определенного искусства.

В качестве второго примера на рис. 2 показано несколько различных силовых схем крыльев малого удлинения. Известные весо-

вые формулы не позволяют в принципе учесть особенности представленных конструкций.

Таким образом, для повышения точности проектирования авиационных конструкций необходима разработка новых подходов.

Достижения в численном моделировании конструкций и повсеместное внедрение

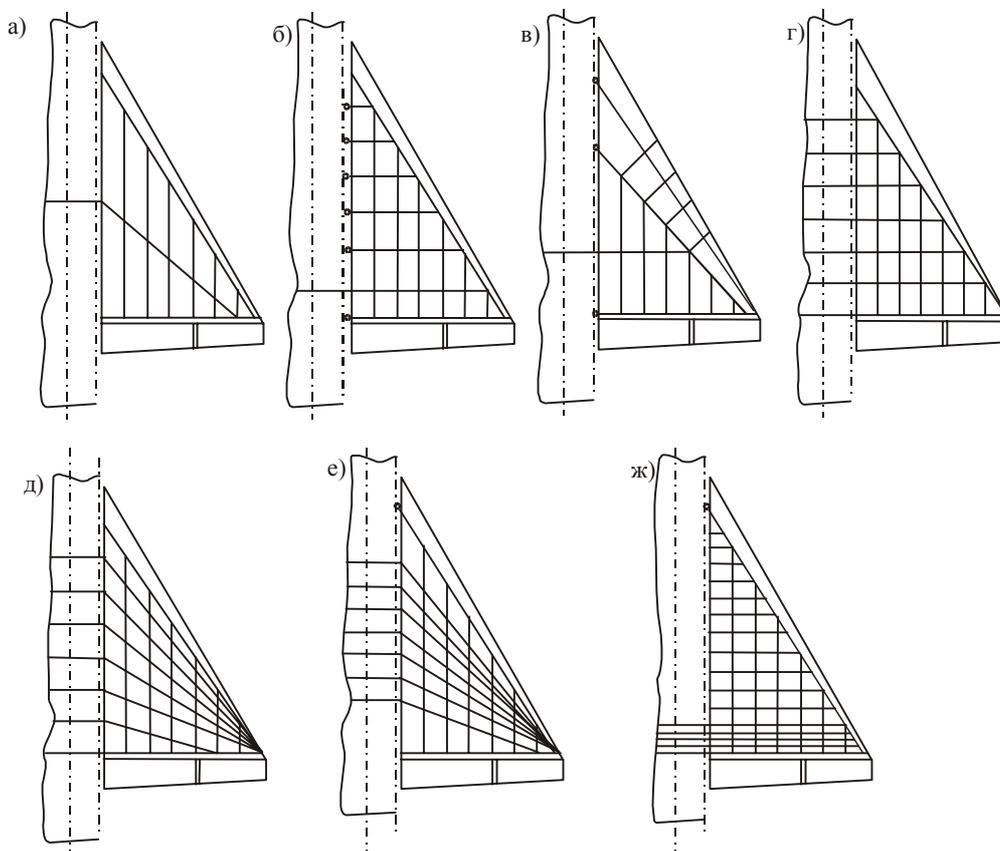


Рис. 2. Варианты конструктивно-силовых схем треугольного крыла

в практику метода конечных элементов (МКЭ), а также установление некоторых интегральных свойств упругих систем [4, 5] позволяют построить более общий подход к оценке массы конструкции и к выбору силовых схем на ранних стадиях проектирования.

2. Силовой фактор

Связь между результатами расчетов конструкции по МКЭ и ее потребной массой может быть выражена через специфический критерий - “силовой фактор” - G , который отражает одновременно величину и протяженность действия внутренних усилий в конструкции [4-6].

Для ферм

$$G = \sum_{i=1}^n |N_i| l_i, \quad (1)$$

где i - номер стержня, N - усилие, l - длина.

Для мембранных конструкций

$$G = \sum_{i=1}^n R_i S_i, \quad (2)$$

где i - номер элемента, R - эквивалентный поток усилий, S - площадь элемента.

Для трехмерных конструкций

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV, \quad (3)$$

где $\sigma^{\text{экв}}$ - эквивалентное напряжение, V - объем материала конструкции.

Силовой фактор имеет ряд интересных свойств, которые могут быть полезны для весовых оценок конструкций:

- G определяется силовой схемой конструкции, то есть типом элементов, их количеством, способами соединения между собой и расположением в пространстве. Для статически определимых конструкций величина G не зависит от соотношения жесткостей силовых элементов, а для статически неопределимых, как показывают вычислительные эксперименты, зависит слабо. Например, площади поперечных сечений некоторых элементов и внутренние усилия в них могут меняться в процессе оптимизации конструкции в несколько раз, в то время как G конструк-

ции в целом изменяется только на несколько процентов;

- теоретически необходимый объем материала полнонапряженной конструкции с определенной силовой схемой V_T может быть оценен через G и величину допускаемого напряжения с использованием однократного расчета внутренних усилий для некоторого рационального начального распределения жесткостей элементов по простейшему соотношению

$$V_T = \frac{G}{[\sigma]}. \quad (4)$$

Действительно, для полнонапряженной фермы имеем

$$V_T = \sum_{i=1}^n \frac{|N_i|}{[\sigma]} l_i = \sum_{i=1}^n F_i l_i, \quad (5)$$

где F_i - площадь поперечного сечения стержня.

Аналогичный результат можно получить для конструкций из мембранных элементов, если использовать в качестве меры внутренних усилий эквивалентные потоки усилий [5].

Величина G может быть вычислена с довольно высокой точностью на относительно “грубых” конечно-элементных моделях. Вычислительные эксперименты для различных крыльев [7] показывают, что приемлемая точность может быть получена на сетках с числом элементов порядка $n \approx 10^2$, в то время как для анализа прочности и ресурса крыльев требуется $n \approx 10^4$.

Через V_m , плотность материала ρ и коэффициент полной массы φ , который учитывает прирост массы за счет стыковочных и несилевых элементов в конструкции, за счет отклонений от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкций и т. п., можно вычислить реальную (практическую) массу конструкции

$$m_k = \varphi \cdot \rho \cdot V_T = \varphi \cdot \rho \frac{G}{[\sigma]} \quad (6)$$

$$\text{или } m_{\kappa} = \varphi \frac{G}{\bar{\sigma}}, \quad (7)$$

где $\bar{\sigma}$ - удельная прочность материала,
 $[\bar{\sigma}]$ – допускаемая прочность материала.

В весовой формуле (7) каждый из трех сомножителей определяет почти независимые друг от друга свойства конструкции: G - геометрию, силовую схему и нагрузки; $\bar{\sigma}$ - прочность материала; φ - конструктивно-технологическое совершенство.

Соотношение типа (7) может быть использовано для построения новых весовых формул конструкции в целом и отдельных ее частей. При этом $\bar{\sigma}$ будет отражать выбор материала, G учтет все особенности выбора силовой схемы будущей конструкции, а коэффициент φ может быть определен из анализа уже построенного самолета, который целесообразно взять в качестве прототипа:

$$\varphi = \frac{\tilde{m}_{\kappa} \cdot \tilde{\sigma}}{\tilde{G}}, \quad (8)$$

где знак “ \sim ” используется для обозначения величин, относящихся к прототипу.

Если прототип обладает высоким весовым совершенством и в процессе разработки конструкции не ожидается больших изменений в технических решениях (φ) и в выборе материала ($\bar{\sigma}$), например при модификациях, то для оценки массы новой конструкции формула (7) может быть переписана с учетом (8) особенно просто:

$$m_{\kappa} = \frac{G}{\tilde{G}} \tilde{m}_{\kappa}. \quad (9)$$

В современных условиях практически всегда имеются конечно-элементные модели как прототипа, так и новой конструкции, и поэтому вычисление G не вызывает больших затруднений.

3. Коэффициент силового фактора

С точки зрения анализа силовой работы крыла удобно рассматривать непосредственно его конечно-элементную модель.

При геометрически подобных преобразованиях крыла и неизменных узловых силах его силовой фактор пропорционален коэффициенту геометрического подобия [6]. Следовательно, силовой фактор пропорционален какому-либо характерному линейному размеру крыла.

С другой стороны, если все узловые силы, действующие на конструкцию, изменить в k раз, то в k раз изменятся внутренние усилия в конструкции и величина силового фактора.

Следуя [6], введем в рассмотрение безразмерный коэффициент силового фактора C_G . Выберем в качестве характерного линейного размера крыла \sqrt{S} и с учетом отмеченных зависимостей силового фактора от линейных размеров конструкции и нагрузки запишем следующее выражение для силового фактора геометрически подобных крыльев:

$$G = C_G \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{S}, \quad (10)$$

где n – перегрузка, S – площадь крыла, g - ускорение свободного падения.

Зависимость (10) может быть использована для определения C_G из расчета некоторого конкретного геометрически подобного крыла (величины, относящиеся к нему, отмечены знаком “*”):

$$C_G = \frac{G^*}{n^* \cdot m_o^* \cdot g \cdot \sqrt{S^*}}. \quad (11)$$

В (10) и (11) \sqrt{S} выступает в роли размерного коэффициента геометрического подобия - характерного линейного размера, а произведение $n \cdot m_o \cdot g$ определяет нагрузку. Безразмерная величина C_G учитывает особенности внешней формы крыла, его конструкции и распределения нагрузки.

Коэффициент силового фактора C_G равен по величине силовому фактору крыла с определенными геометрической формой и силовой схемой, с единичной площадью и единичной суммарной нагрузкой.

Учитывая, что

$$S = \frac{m_o}{p_o}, \quad (12)$$

где p_o – удельная нагрузка на крыло, можно записать (10) в виде

$$G = C_G \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{\frac{m_o}{p_o}}. \quad (13)$$

Тогда относительная масса конструкции крыла с учетом (12) определяется по следующему выражению:

$$\bar{m}_k = \frac{\varphi}{\sigma} C_G \cdot n \cdot g \cdot \sqrt{\frac{m_o}{p_o}}, \quad (14)$$

или

$$\bar{m}_k = \frac{\varphi}{\sigma} C_G \cdot n \cdot g \cdot \sqrt{S}. \quad (15)$$

Абсолютная масса конструкции крыла равна

$$m_k = \frac{\varphi}{\sigma} C_G \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{S}.$$

Полученные формулы (14) и (15) хорошо согласуются с весовыми формулами (15.96) и (15.101) в [9] и (6.9) и (6.11) в [1] по роли таких важнейших параметров, как m_o и p_o .

В то же время формулы (14) и (15) в этом отношении существенно расходятся с формулами (15.111) в [8] и (6.5) в [1].

Таким образом, коэффициент силового фактора является безразмерной величиной, через которую можно вычислять относительную и абсолютную массу конструкции на ранних стадиях проектирования и, самое главное, сравнивать различные силовые схемы.

4. Примеры вычисления коэффициента силового фактора C_G

Формула (11) имеет простой физический смысл: C_G есть результат деления силового фактора G на характерную (обобщенную) нагрузку и характерный линейный размер.

Рассмотрим простейшую задачу (рис. 3а) – передачу силы P_a на расстояние $ab=l$. Усилие в стержне $N_{ab} = P_a$, силовой фактор этой конструкции из одного стержня

$$G = N_{ab} \cdot l = P_a \cdot l,$$

$$C_G = \frac{G}{P_a \cdot l} = 1.$$

Здесь в качестве обобщенной нагрузки взята сила P_a , в качестве характерного размера – расстояние, на которое передается эта сила.

В следующей задаче направление действия силы P_a изменено на угол 90° . Для восприятия этой силы может быть предложена конструкция из двух стержней ac и ad (рис. 3б). При $\alpha = 45^\circ$ $C_G = 2,00$. В качестве характерного размера выбрано расстояние от точки a до заделки – ab .

На рис. 3в представлена ферма Митчелла при геометрических ограничениях $ab/cd = 2$, для которой $C_G = 3,41$.

Если для восприятия вертикальной силы P_a (рис. 3г) использовать балку с конструкцией в виде идеального двутавра с $h/l = 0,1$ и считать силовой фактор только по усилиям в поясах, то получим $C_G = 10$.

На рис. 4 представлена конечно-элементная модель трехслойной пластинки в качестве простейшей модели крыла с размерами в плане $l \cdot b$ и с равномерно распределенной нагрузкой p . Считается, что пластина оперта вертикально по оси симметрии. Конечно-элементная модель состоит из мембранных элементов (панели обшивки и стенки).

При $l = b$, что соответствует удлинению $\lambda = 1$, и $h = 0,1b$ коэффициент силового фактора $C_G = 1,26$.

На рис. 5 представлена зависимость коэффициента силового фактора C_G для отношений $l/b = 1; 2; 4; 8; 12$, что соответствует $\lambda = 1; 2; 4; 8; 12$.

На рис. 6 показана зависимость C_G этого крыла от угла стреловидности для $\lambda = 8$.

Достаточно очевидные зависимости, представленные на рис. 5, 6, демонстрируют возможности коэффициента C_G адекватно

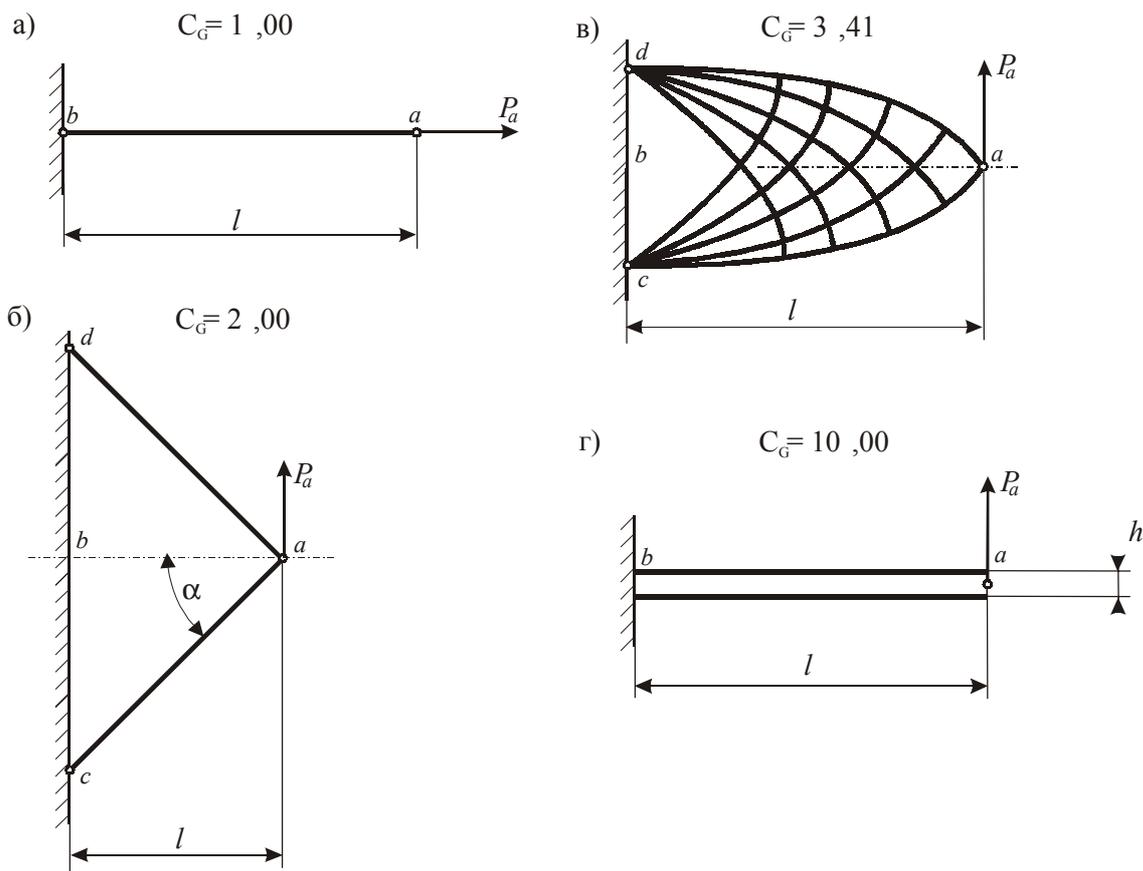


Рис. 3. Примеры простейших конструкций

учитывать геометрические особенности крыла. Естественно, что при больших удлинениях они хорошо согласуются с весовыми формулами крыла, построенными на основе балочной теории.

5. Силовой фактор подкрепленных панелей

В современных авиационных конструкциях (особенно в высоконагруженных конст-

рукциях крыльев) основным силовым элементом является подкрепленная обшивка [9]. Одними из важнейших параметров таких конструкций являются ориентация подкрепляющих ребер и относительная толщина обшивки $\bar{\delta}$:

$$\bar{\delta} = \frac{\delta_{\text{обш}}}{\delta_{\text{прив}}}, \tag{17}$$

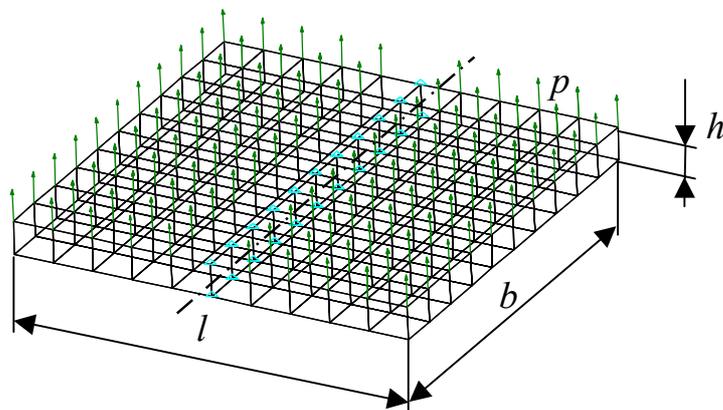


Рис. 4. Конечно-элементная модель трехслойной пластинки

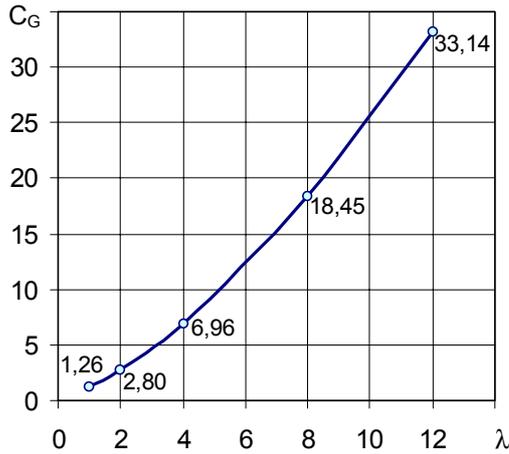


Рис. 5. Зависимость коэффициента C_G от удлинения крыла

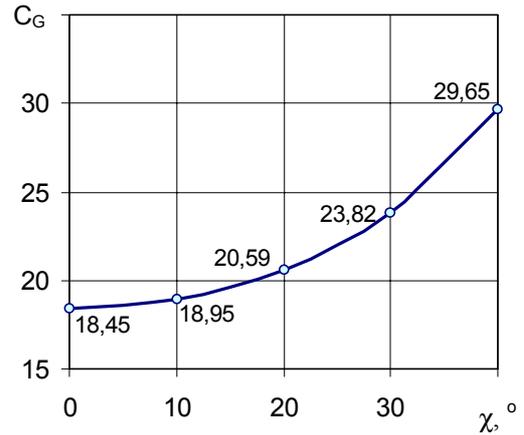


Рис. 6. Зависимость коэффициента C_G от угла стреловидности крыла

где $\delta_{обш}$ – толщина обшивки;

$\delta_{прив} = \delta_{обш} + F_p/b_p$ - приведенная толщина панели; F_p и b_p – площадь поперечного сечения и шаг ребер.

Оптимальная величина $\bar{\delta}$ по требованиям устойчивости находится в узком диапазоне значений от 0,4 до 0,6, причем величина 0,4 характерна для панелей с большими сжимающими усилиями, действующими вдоль ребер.

Исходя из определения силового фактора (1, 2, 3) и последующего использования его для весовых оценок (7), можно построить две стратегии вычисления силового фактора для подкрепленных панелей.

Стратегия I. Подкрепленная панель рассматривается как подконструкция, состоящая из мембранной обшивки и набора стержней. Тогда

$$G_{пан} = G_{обш} + G_{ст} = \sigma_{обш}^{эkv} \cdot V_{обш} + |\sigma_{ст}| \cdot V_{ст}, \quad (18)$$

где $G_{обш}$ – силовой фактор обшивки, $G_{ст}$ – силовой фактор стержней, $V_{обш}$ – объем материала обшивки, $V_{ст}$ – объем материала стержней, $\sigma_{обш}^{эkv}$ - эквивалентное напряжение в обшивке, $\sigma_{ст}$ - напряжение в стержнях.

В сущности, эта стратегия для панели реализует наиболее общее выражение (3).

Стратегия II. Альтернативный вариант – расчет силового фактора панели с использованием значений максимальных эквивалентных напряжений в панели и её полного объема:

$$G_{пан} = \sigma_{max}^{эkv} \cdot V_{пан}, \quad (19)$$

где $\sigma_{max}^{эkv}$ – максимальное эквивалентное напряжение в панели, $V_{пан} = V_{обш} + V_{ст}$ – объем панели.

Такое вычисление силового фактора направлено на оценку потребной массы подкрепленной панели по условию прочности с заданной величиной $\bar{\delta}$:

$$\delta_{прив} = \frac{R^{эkv}}{[\sigma]} = \frac{\sqrt{X^2 + \frac{Y^2}{\bar{\delta}^2} - \frac{XY}{\bar{\delta}} + 3\frac{T^2}{\bar{\delta}^2}}}{[\sigma]}, \quad (20)$$

где $R^{эkv}$ – эквивалентный поток усилий в подкрепленной панели; X, Y, T – нормальные и сдвиговой потоки усилий в панели.

Заметим, что при таком подборе приведенной толщины панели $\delta_{прив}$ стержневые элементы могут быть недогружены.

Специальное исследование [10] показало, что силовой фактор крыла сильно зависит от ориентации подкрепляющих ребер.

Причем вычисление силового фактора G по стратегии I целесообразно использовать для оценки массы конструкции в предположении, что может быть изменено отношение толщин $\bar{\delta}$ или ориентация ребер при оптимизации массы подкрепленной панели. Использование стратегии II целесообразно для весовых оценок конструкций с различными силовыми схемами, определяемыми ориентацией подкрепляющих ребер. Совместное использование двух стратегий позволяет прогнозировать возможные результаты оптимизации силовой схемы.

6. Применение коэффициента силового фактора к оценке эффективности силовых схем крыльев

Рассмотрим применение коэффициента силового фактора для сравнительного анализа силовых схем крыльев малого удлинения. В данной работе из крыльев, представленных на рис. 2, выбраны схемы г, д, б, которым далее условно присвоены номера 1, 2, 3 соответственно. Эти схемы выбраны для анализа по следующим соображениям. Схемы 1 и 2 широко применяются на практике и известны как конкурирующие.

В первой схеме лонжероны направлены по размаху, что предполагает кратчайшие пути передачи сил в конструкции, но в этой схеме наиболее длинные лонжероны находятся в области малых строительных высот.

Вторая схема со сходящимися к концу крыла лонжеронами и стрингерами имеет определенные силовые и технологические достоинства. Эта схема организует передачу усилий в крыле через зоны с большой строительной высотой, пояса лонжеронов имеют постоянную по размаху малку. Недостатком этой схемы является конструктивно неизбежная избыточная прочность панелей крыла в его концевой части. Бортовая нервюра в этой схеме должна быть более мощной, чем в первой, из-за излома в продольном наборе.

Без количественного анализа выбрать лучшую из этих двух схем уже невозможно, равно как и нельзя сделать точный прогноз относительных и абсолютных масс конструкций этих крыльев.

Третья схема отличается от первых двух тем, что в ней по компоновочным соображениям для передачи изгибающего момента M_x на фюзеляж используется только один лонжерон, и представляет интерес, насколько эта схема менее эффективна, чем предыдущие две.

Для вычисления коэффициента силового фактора в таких задачах наиболее целесообразным является использование в качестве расчетного инструмента метода конечных элементов, имеющего на сегодня реализации в виде эффективных программных продуктов (MSC NASTRAN, ANSYS, АРГОН, РИ-ПАК и т. п.).

На рис. 7 представлены конечно-элементные модели этих крыльев. Профили всех крыльев выбраны одинаковыми, чечевицеобразными с относительной толщиной профиля $\bar{c}=10\%$. Панели обшивки и стенки моделировались изотропными элементами. В зависимости от стратегии анализа и особенностей силовых схем в модель добавлялись стержневые элементы, моделирующие пояса лонжеронов и подкрепляющие ребра (стрингеры).

Воздушная нагрузка принималась равномерно распределенной из тех соображений, что главная задача крыла – передача воздушной нагрузки к борту, и для корректного сопоставления силовых схем необходима какая-либо стандартизация распределения нагрузки.

Геометрические характеристики для всех крыльев приняты одинаковыми: размах крыла l равен длине корневой хорды b_o , подфюзеляжная часть - $0,222 l$.

Результаты расчетов представлены в табл. 1.

Модели, составленные только из мембранных элементов, использовались для оценки минимального значения коэффициента силового фактора, который может быть достигнут при заданных условиях опирания на фюзеляж. Как и следовало ожидать, первое и второе крыло имеют весьма близкие значения коэффициента. Весовая эффективность третьего крыла на 57 % хуже (в модели для

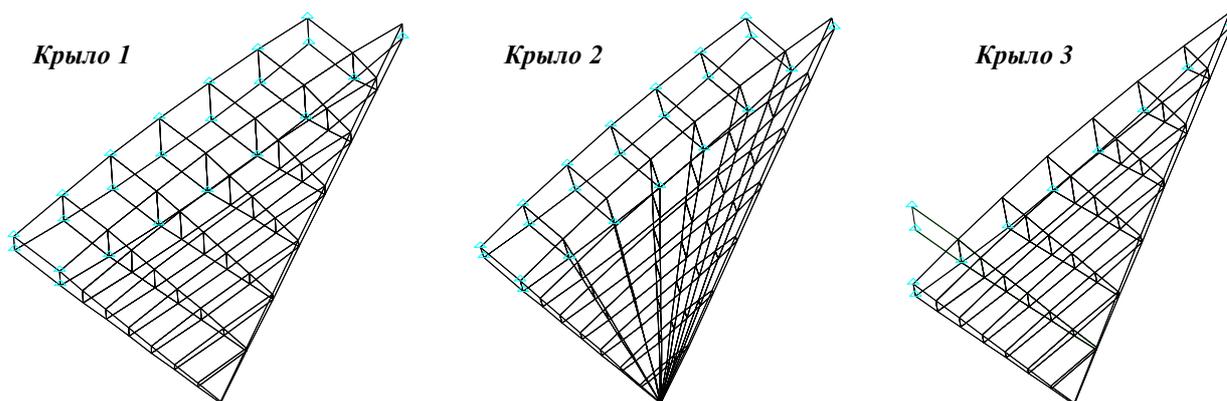


Рис. 7. Конечно-элементные модели крыльев

Таблица 1. Коэффициенты силового фактора крыльев

| Крыло | Мембранные конструкции | Панельные конструкции | | | | | |
|-------|------------------------|-----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| | | Стратегия I | | | Стратегия II | | |
| | | $\bar{\delta} = 0,6$ | $\bar{\delta} = 0,5$ | $\bar{\delta} = 0,4$ | $\bar{\delta} = 0,6$ | $\bar{\delta} = 0,5$ | $\bar{\delta} = 0,4$ |
| 1 | 1,62 | 1,68 | 1,70 | 1,71 | 1,84 | 1,94 | 2,07 |
| 2 | 1,68 | 1,76 | 1,78 | 1,81 | 1,83 | 1,89 | 1,98 |
| 3 | 2,55 | 2,69 | 2,75 | 2,83 | 2,68 | 3,03 | 3,56 |

описания центральной балки использовались стержневые элементы).

Расчеты проводились следующим образом. В конечно-элементной модели для каждого мембранного элемента обшивки крыла определялась его площадь S_m и объем $V_m = S_m \cdot \delta_{общ}$. Далее определялся объем стержней на элементе

$$V_{cm} = V_m \cdot \frac{1 - \bar{\delta}}{\bar{\delta}}.$$

По известным длинам сторон a и c (рис. 8) определялась площадь поперечного сечения стержней

$$F_{cm} = \frac{V_{cm}}{l_a + l_c}.$$

По узлам 1-2 и 3-4 (близким по направлению к ребрам) создавались стержни с площадью F_{cm} и длиной l_a и l_c соответственно. Проводился статический расчет конструкции, а затем - расчет силового фактора G по стратегиям I и II. Коэффициент силового фактора вычислялся по (11), где в качестве обобщенной

нагрузки использовалась сумма узловых сил (нагрузок) в конечно-элементной модели крыла:

$$C_G = \frac{G}{\sum_j P_j \cdot \sqrt{S}}. \tag{21}$$

Здесь P_j – узловые силы, приложенные к консоли крыла; S – площадь всего крыла с подфюзеляжной частью.

Из табл. 1 следует, что результаты, полученные по стратегии I, довольно близки для всех $\bar{\delta}$ и не сильно отличаются от соответствующих результатов для мембранных мо-

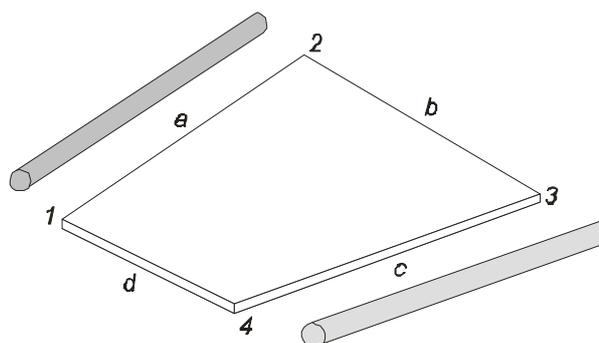


Рис. 8. Моделирование подкрепленной панели мембраной и стержнями

делей, которые дают оценку предельно нижнего значения коэффициента C_G для заданных условий стыковки крыла с фюзеляжем. Результаты, полученные по стратегии II, адекватно учитывают особенности деформирования подкрепленных панелей и поэтому дают возможность для объективного сравнения вариантов силовых схем при различных $\bar{\delta}$ и для вычисления относительных и абсолютных масс этих крыльев по формулам (15, 16).

7. Заключение

Подробно рассмотренный в данной работе безразмерный коэффициент силового фактора представляет собой, по сути дела, критерий совершенства силовой конструкции крыла, который может быть использован как для объективного сравнения вариантов силовых схем, так и для высокоточного прогнозирования относительных и абсолютных масс крыла на ранних стадиях проектирования.

Авторы пользуются случаем выразить благодарность профессору Т.А.Вейсхаару (prof. T. A. Weisshaar, Purdue University, USA), выдвинувшему задачу определения относительной массы конструкции через критерий “силовой фактор”.

Список литературы

1. Егер С. М. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

2. Шенли Ф. Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. М.: Оборонгиз, 1957. 406 с.

3. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 552 с.

4. Комаров А. А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1965. 82 с.

5. Комаров В. А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций. В кн.: Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.

6. Комаров В. А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы. “Полет”, 2000. № 1.

7. Козлов Д. М., Майнсков В. Н., Резниченко Г. А. Весовое проектирование летательных аппаратов на основе дискретных математических моделей. Сборник докладов научной конференции по гидроавиации “Геленжик-96”. М. 1996. С. 14-149.

8. Бадягин А. А. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 516 с.

9. Хертель Г. Тонкостенные конструкции. М.: Машиностроение, 1965, 588 с.

10. Гуменюк А. В. Стратегии расчета силового фактора подкрепленных панелей обшивки. Сборник трудов студентов и аспирантов факультета летательных аппаратов СГАУ. Выпуск 5. Самара, 2002. С. 23–27.

ESTIMATION OF WEIGHT EFFICIENCY OF THE POWER SCHEMES OF LIFT SURFACES

© 2002 V. A. Komarov, A. V. Gumeniuk

Samara State Aerospace University

The primary problems of weight designing of power structures of wings are considered. The accuracy of the known weight formulas is analysed. The new dimensionless criterion of power efficiency of designs is considered in detail. The new approach to the weight analysis at early stages of designing with usage of special models Final Element Method is offered. The examples of calculations are resulted.

ПРИБЛИЖЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О ЛАМИНАРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПОДВИЖНОЙ ПОВЕРХНОСТИ БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СООТНОШЕНИЙ

© 2002 В. Г. Шахов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Для оперативного определения характеристик ламинарного пограничного слоя несжимаемой жидкости на подвижной поверхности, помещенной в набегающий поток, предлагается использовать метод без применения интегральных соотношений, который является обобщением методов Швеца [1], Тарга [2] и др. Все соотношения разработанного метода получены для проницаемой поверхности, когда через нее возможен вдув или отсос той же самой жидкости. Первоначальная полиномиальная аппроксимация профиля продольной скорости в пограничном слое содержит коэффициенты, зависящие от продольной координаты. Установлены случаи, при которых основное дифференциальное уравнение метода решается в квадратурах. Для пограничного слоя на подвижной плоской пластине изучено влияние первоначального профиля скорости на коэффициент сопротивления трения.

1. При решении задачи об учете влияния вязкости при обтекании аэродинамического профиля вблизи экрана возникает необходимость расчета пограничного слоя на экране. Так как такую задачу удобнее решать при обращении движения, то пограничный слой необходимо рассчитывать при условии, что экран движется со скоростью набегающего потока, а на внешней границе пограничного слоя скорость невязкого течения, вызванная присутствием профиля, изменяется вдоль экрана. Так как разность скоростей экрана и внешнего невязкого течения мала, то можно ожидать, что во многих случаях режим течения в пограничном слое будет ламинарным. По этой же причине такое течение в пограничном слое можно рассматривать несжимаемым.

Обычно задача об аэродинамическом профиле вблизи экрана решается итерационными методами, что требует использования «быстрых» методов, в том числе и для расчета характеристик пограничного слоя. Такими методами в теории пограничного слоя являются интегральные методы и методы, предложенные Швецом [1], Таргом [2] и др., которые не используют интегральные соотношения. В данной статье проводится обобщение методов, не использующих интегральные соотношения, на случай ламинарного пограничного слоя несжимаемой жидкости на подвижной проницаемой поверхности. Первоначальный профиль продольной скорости

задается в более общей форме по сравнению с методами Швеца и Тарга, в которой коэффициенты полиномов по поперечной координате в пограничном слое зависят от продольной координаты.

Основное дифференциальное уравнение оказывается обыкновенным нелинейным дифференциальным уравнением первого порядка с переменными коэффициентами, которое имеет один и тот же вид как при обобщении метода Швеца, так и при обобщении метода Тарга, тогда как профили продольной скорости для этих двух методов отличаются друг от друга. Если подвижная поверхность непроницаемая, а коэффициенты первоначальной полиномиальной аппроксимации профиля продольной скорости в пограничном слое являются постоянными, как в работах Швеца и Тарга, то основное дифференциальное уравнение интегрируется в квадратурах. Для случая подвижной плоской пластины изучено влияние порядка полинома первоначальной аппроксимации профиля продольной скорости внутри пограничного слоя и приведено сравнение коэффициентов сопротивления трения с полученными методом интегральных соотношений [3] и точным методом [4].

2. Дифференциальные уравнения неразрывности и движения в ламинарном пограничном слое несжимаемой жидкости имеют вид [5], [6]

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + w \frac{\partial u}{\partial y} = UU' + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}, \quad (2)$$

где x, y – продольная (вдоль направления течения и движения поверхности) и поперечная (по нормали к обтекаемой поверхности) координаты внутри пограничного слоя; u, w – составляющие скорости жидкости внутри пограничного слоя вдоль координатных линий x, y ; $U(x)$ – скорость невязкого течения на внешней границе пограничного слоя (известная функция продольной координаты x); ν – коэффициент кинематической вязкости жидкости; здесь и далее верхний индекс штрих обозначает дифференцирование по продольной координате x , т. е. $U' = \frac{dU}{dx}$ и т. д.

Система уравнений (1), (2) решается в предположении конечной толщины пограничного слоя $\delta(x)$ при следующих граничных условиях:

$$\begin{aligned} y = 0: \quad u = u_w, \quad w = w_w; \\ y = \delta: \quad u = U, \quad \frac{\partial u}{\partial y} = 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь скорость движения поверхности u_w и скорость вдува или отсоса на ее поверхности w_w в общем случае являются известными функциями продольной координаты x , т. е. $u_w = u_w(x)$ и $w_w = w_w(x)$.

Вводя новые переменные

$$\eta = y / \delta(x), \quad W = (w - \delta' \eta u) / \delta$$

и исключая при помощи уравнения неразрывности (1) и граничного условия (3) преобразованную поперечную скорость W в уравнении движения (2), последнее представим в форме

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = \frac{\delta^2}{\nu} \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + W_w \frac{\partial u}{\partial \eta} - \right. \\ \left. - \frac{\partial u}{\partial \eta} \int_0^\eta \frac{\partial u}{\partial x} d\eta - UU' \right) - \frac{\delta \delta'}{\nu} \frac{\partial u}{\partial \eta} \int_0^\eta u d\eta, \end{aligned} \quad (4)$$

в которой введено обозначение для преобразованной поперечной скорости вдува или отсоса на стенке: $W_w = W_w(x) = w_w(x) / \delta(x)$. Уравнение (4) необходимо проинтегрировать при граничных условиях:

$$\begin{aligned} \eta = 0: \quad u = u_w(x), \\ \eta = 1: \quad u = U(x), \quad \frac{\partial u}{\partial \eta} = 0. \end{aligned} \quad (5)$$

3. Для приближенного интегрирования уравнения (4) его правая часть, следуя работам Швеца и Тарга, заменяется приближенным значением, получаемым в результате подстановки вместо скорости и ее полиномиального представления \tilde{u} , которое для задачи с подвижной поверхностью можно взять в виде

$$\tilde{u} = u_w + (U - u_w) \sum_{i=1}^n a_i(x) \eta^i, \quad (6)$$

где коэффициенты $a_i(x)$ – известные функции.

Следуя Швецу, интегрирование уравнения (4) с учетом (6) и двух граничных условий (5) для u приводит к следующему выражению для профиля продольной скорости внутри пограничного слоя:

$$\begin{aligned} u = u_w + (U - u_w) \eta + \frac{\delta^2}{\nu} F_{11}(x, \eta) - \\ - \frac{\delta \delta'}{\nu} F_{12}(x, \eta), \end{aligned} \quad (7)$$

в котором введены обозначения

$$\begin{aligned} F_{11} = u_w U' S_{111} + u_w (U - u_w) S_{112} + \\ + (U - u_w) U' S_{113} + (U - u_w)^2 S_{114} + \\ + W_w (U - u_w) S_{115} - \frac{1}{2} U U' (\eta^2 - \eta), \end{aligned}$$

$$F_{12} = u_w (U - u_w) S_{121} + (U - u_w)^2 S_{122},$$

$$S_{111} = \sum_{i=1}^n \frac{a_i (\eta^{i+2} - \eta)}{(i+1)(i+2)},$$

$$S_{112} = \sum_{i=1}^n \frac{a'_i(\eta^{i+2} - \eta)}{(i+1)(i+2)},$$

$$S_{113} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{(j-i+1)a_i a_j (\eta^{i+j+2} - \eta)}{(j+1)(i+j+1)(i+j+2)},$$

$$S_{114} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{(j-i+1)a_i a'_j (\eta^{i+j+2} - \eta)}{(j+1)(i+j+1)(i+j+2)},$$

$$S_{115} = \sum_{i=1}^n \frac{a_i(\eta^{i+2} - \eta)}{i+1},$$

$$S_{121} = \sum_{i=1}^n \frac{ia_i(\eta^{i+2} - \eta)}{(i+1)(i+2)},$$

$$S_{122} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{ia_i a_j (\eta^{i+j+2} - \eta)}{(i+1)(i+j+1)(i+j+2)}.$$

Тарг для нахождения профиля продольной скорости в пограничном слое предложил использовать граничные условия: $u = 0$ при $\eta = 0$ и $\partial u / \partial \eta = 0$ при $\eta = 1$ в (5). Тогда вместо соотношения (7) имеет место выражение

$$u = u_w + \frac{\delta^2}{\nu} F_{21}(x, \eta) - \frac{\delta \delta'}{\nu} F_{22}(x, \eta), \quad (8)$$

где обозначено

$$\begin{aligned} F_{21} = & u_w U' S_{211} + u_w (U - u_w) S_{212} + \\ & + (U - u_w) U' S_{213} + (U - u_w)^2 S_{214} + \\ & + W_w (U - u_w) S_{215} - U U' \left(\frac{\eta^2}{2} - \eta \right) \end{aligned}$$

$$F_{22} = u_w (U - u_w) S_{221} + (U - u_w)^2 S_{222},$$

$$S_{211} = \sum_{i=1}^n \frac{a_i}{i+1} \left(\frac{\eta^{i+2}}{i+2} - \eta \right),$$

$$S_{212} = \sum_{i=1}^n \frac{a'_i}{i+1} \left(\frac{\eta^{i+2}}{i+2} - \eta \right),$$

$$S_{213} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{(j-i+1)a_i a_j}{(j+1)(i+j+1)} \left(\frac{\eta^{i+j+2}}{i+j+2} - \eta \right),$$

$$S_{214} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{(j-i+1)a_i a'_j}{(i+1)(i+j+1)} \left(\frac{\eta^{i+j+2}}{i+j+2} - \eta \right),$$

$$S_{215} = \sum_{i=1}^n a_i \left(\frac{\eta^{i+1}}{i+1} - \eta \right),$$

$$S_{221} = \sum_{i=1}^n \frac{ia_i}{i+1} \left(\frac{\eta^{i+2}}{i+2} - \eta \right),$$

$$S_{222} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{ia_i a_j}{(j+1)(i+j+1)} \left(\frac{\eta^{i+j+2}}{i+j+2} - \eta \right)$$

Дифференциальное уравнение для толщины пограничного слоя δ , которая пока остается неизвестной, следует из удовлетворения профиля скорости (7) граничному условию $(\partial u / \partial \eta) = 0$ при $\eta = 1$, или профиля скорости (8) граничному условию $u = U$ при $\eta = 1$. Выполняя эти операции, приходим для (7) и (8) к одному и тому же обыкновенному нелинейному дифференциальному уравнению первого порядка

$$\frac{\delta \delta'}{\nu} Q_1(x) - \frac{\delta^2}{\nu} Q_2(\delta, x) = U - u_w \quad (9)$$

с обозначениями

$$Q_1 = u_w (U - u_w) s_{11} + (U - u_w)^2 s_{12},$$

$$\begin{aligned} Q_2 = & u_w U' s_{21} + u_w (U - u_w) s_{22} + (U - u_w) U' s_{23} + \\ & + (U - u_w)^2 s_{24} + \frac{W_w}{\delta} s_{25} - \frac{1}{2} U U', \end{aligned}$$

$$s_{11} = \sum_{i=1}^n \frac{ia_i}{i+2},$$

$$s_{12} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{ia_i a_j}{(j+1)(i+j+2)},$$

$$s_{21} = \sum_{i=1}^n \frac{a_i}{i+2},$$

$$s_{22} = \sum_{i=1}^n \frac{a'_i}{i+2},$$

$$s_{23} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{(j-i+1)a_i a_j}{(j+1)(i+j+2)},$$

$$s_{24} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{(j-i+1)a_i a'_j}{(j+1)(i+j+1)},$$

$$s_{25} = \sum_{i=1}^n \frac{ia_i}{i+1}.$$

4. Численное решение уравнения (9) при условии, что $\delta = \delta_0$ при $x = 0$ может быть выполнено любым методом, даже в случае, когда $\delta_0 = 0$. Если на подвижной поверхности отсутствует вдув или отсос, то Q_2 становится зависящей только от продольной координаты x . В этом случае дифференциальное уравнение (9) будет линейным относительно δ^2 , решение которого имеет вид

$$\frac{\delta^2}{\nu} = \exp\left(2 \int_0^x \frac{Q_2(\xi)}{Q_1(\xi)} d\xi\right) \times \left[2 \int_0^x \frac{U - u_w}{Q_1(\xi)} \exp\left(-2 \int_0^\xi \frac{Q_2(\zeta)}{Q_1(\zeta)} d\zeta\right) d\xi + \frac{\delta_0^2}{\nu}\right]. \quad (10)$$

Наиболее часто при задании приближенного полиномиального представления скорости в пограничном слое (6) коэффициенты a_i принимаются постоянными. В этом случае величины s_{22} и s_{24} обращаются в нуль, а s_{11} , s_{12} , s_{21} , s_{23} и s_{25} будут константами, что существенно упрощает интегралы, входящие в решение (10).

5. Наиболее просто записывается решение для случая ламинарного пограничного слоя на подвижной плоской пластине, когда $U = const$, $u_w = const$. Если $w_w = 0$ и $\delta_0 = 0$, то толщина пограничного слоя, как для случая неподвижной пластины, изменяется по следующему закону от продольной координаты x :

$$\frac{\delta^2}{\nu} = \frac{2x}{s_{12}U + (s_{11} - s_{12})u_w}. \quad (11)$$

Коэффициент сопротивления трения c_f определяется формулой

$$c_f = \frac{2\tau_0}{\rho U^2},$$

в которой ρ – плотность жидкости; τ_0 – касательное напряжение на подвижной пластине, которое находится из профиля продольной скорости в пограничном слое при известной динамической вязкости $\mu = \nu\rho$ как

$$\tau_0 = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0}.$$

Подстановка закона изменения толщины пограничного слоя (11) в выражения для профиля продольной скорости в пограничном слое (7) или (8) приводит к одной и той же формуле для коэффициента сопротивления трения подвижной пластины:

$$\frac{c_f}{c_{f0}} = \frac{1 + \frac{\beta_1}{\alpha_1} \left(1 - \frac{u_w}{U}\right)}{\sqrt{1 + \frac{\beta}{\alpha} \frac{u_w}{U}}} \left(1 - \frac{u_w}{U}\right), \quad (12)$$

в которой введены обозначения

$$\alpha = s_{12}, \quad \beta = s_{11} - s_{12},$$

$$\alpha_1 = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{ia_i a_j}{(j+1)(i+j+1)}, \quad \beta_1 = \sum_{i=1}^n \frac{ia_i}{i+1} - \alpha_1,$$

а c_{f0} – коэффициент сопротивления трения неподвижной плоской пластины при $u_w = 0$.

В табл. 1 приводятся значения коэффициентов α , α_1 , β , β_1 для различных полиномиальных представлений профиля продольной скорости (6). Цифра I соответствует линейному профилю, использованному Швецом [1]:

$$u = u_w + (U - u_w)\eta,$$

цифра II – параболическому профилю, использованному Слезкиным [7] для варианта метода Тарга,

$$u = u_w + (U - u_w)(2\eta - \eta^2),$$

цифра III – полиному третьей степени, как в работе Тарга [2] для случая неподвижной поверхности:

$$u = u_w + (U - u_w)(3\eta - \eta^3)/2,$$

Таблица 1

Значения коэффициентов, входящих в формулу (12)

| Профиль скорости | α | β | α_1 | β_1 |
|------------------|-----------|-----------|------------|-----------|
| I | 1/8 | 5/24 | 1/6 | 1/3 |
| II | 7/90 | 4/45 | 2/15 | 1/5 |
| III | 11/128 | 73/640 | 39/280 | 33/140 |
| IV | 773/12600 | 907/12600 | 37/315 | 23/126 |

цифра IV – полиному четвертой степени, как в работе [3] при использовании интегрального метода в задаче о пограничном слое на подвижной поверхности:

$$u = u_w + (U - u_w)(2\eta - 2\eta^3 + \eta^4).$$

Влияние формы профиля продольной скорости (6) на сопротивление трения подвижной плоской пластины показано в табл. 2, в которой цифры I, II, III и IV соответствуют тем же начальным профилям продольной скорости, что и в табл. 1, результаты расчетов интегральным методом по формуле [3]

$$\frac{c_f}{c_{f0}} = \left(1 - \frac{u_w}{U}\right) \sqrt{1 + \frac{115 u_w}{74 U}}$$

соответствуют цифре V, а точные значения из работы [4] – цифре VI.

Из результатов, представленных в последней строке табл. 2, следует, что наименьшую точность имеет предлагаемый метод в случае, когда используется линейное представление профиля продольной скорости (6). Во всех остальных рассмотренных случаях точность предлагаемого метода лучше интегрального метода [3] (см. столбец, помеченный цифрой VI в табл. 2). Наибольшую точность показал метод при использовании квадратичного представления профиля продольной скорости.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ-ННИО-а (DFG) № 01-01-04004.

Таблица 2

Значения c_f/c_{f0}

| u_w/U | c_f/c_{f0} | | | | | |
|----------------------|--------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | I | II | III | IV | V | VI |
| 0,0 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 |
| 0,2 | 0,970 | 0,938 | 0,952 | 0,944 | 0,916 | 0,944 |
| 0,4 | 0,837 | 0,795 | 0,813 | 0,803 | 0,765 | 0,799 |
| 0,6 | 0,622 | 0,585 | 0,601 | 0,592 | 0,556 | 0,586 |
| 0,8 | 0,340 | 0,318 | 0,328 | 0,322 | 0,300 | 0,317 |
| 1,0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1,2 | -0,393 | -0,364 | -0,376 | -0,369 | -0,339 | -0,361 |
| 1,4 | -0,833 | -0,769 | -0,797 | -0,781 | -0,713 | -0,761 |
| 1,6 | -1,316 | -1,213 | -1,259 | -1,233 | -1,120 | -1,198 |
| 1,8 | -1,840 | -1,693 | -1,758 | -1,722 | -1,559 | -1,668 |
| 2,0 | -2,402 | -2,207 | -2,294 | -2,246 | -2,027 | -2,170 |
| Наибольшая ошибка, % | 10,69 | 1,71 | 5,71 | 3,50 | 6,59 | – |

Список литературы

1. Швец М. Е. О приближенном решении некоторых задач гидродинамики пограничного слоя. ПММ, 1949, т. 13, № 3. С. 257 – 266.
2. Тарг С. М. Основные задачи теории ламинарных течений. М.-Л.: ГИТТЛ, 1951. 420 с.
3. Шахов В. Г. Интегральный метод расчета характеристик ламинарного пограничного слоя на подвижной поверхности // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Сб. науч. тр. X Всеросс. н.-т. семинара. Самара: СГАУ, 2002. С. 326 – 331.
4. Цыганов М. В., Шахов В. Г. Ламинарный пограничный слой на пластине с движущейся поверхностью / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1987. 14 с. Деп. в ВИНТИ, №1379-В87.
5. Лойцянский Л. Г. Ламинарный пограничный слой. М.: Физматгиз, 1962. – 480 с.
6. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Физматгиз, 1974. – 712 с.
7. Слезкин Н. А. Динамика вязкой несжимаемой жидкости. М.: ГИТТЛ, 1955. – 520 с.

APPROXIMATE SOLUTION OF A LAMINAR BOUNDARY LAYER ON MOVING SURFACES WITHOUT USE OF INTEGRAL RELATIONS

© 2002 V. G. Shakhov

Samara State Aerospace University

A method for quick estimations of laminar boundary layer characteristics in incompressible fluid on a moving wall is presented. The method is a generalization of methods proposed by Shvets [1], Targ [2] and other and it does not use integral relations. All results of the method are obtained for permeable surfaces with possible blow or suction of the same fluid. Primary polynomial approximations of longitudinal velocity profile within boundary layer contain coefficients, which depend on longitudinal coordinate. Cases when basic differential equation is solvable in quadratures are established. Influence of primary polynomial approximations on friction drag coefficient for moving flat plate is studied.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПЛАЗМОХИМИЧЕСКОГО ГЕТЕРОГЕННОГО СИНТЕЗА ПОКРЫТИЙ ИЗ ПЛАЗМЕННЫХ ПОТОКОВ

© 2002 В. А. Барвинок¹, В. И. Богданович¹, **В. Л. Китайкин²**

¹Самарский государственный аэрокосмический университет

²ОАО “Металлист-Самара”

Создана физическая и математическая модель получения соединений переменного состава вакуумным ионно-плазменным методом. Конкретизация модели рассмотрена на основе синтеза покрытий из нитрида титана.

Математическая модель учитывает такие основные стадии процесса, как адсорбция, диссоциация, хемосорбция, аккомодация, распыление, поверхностная миграция.

Математическая модель позволяет определить зависимость скорости роста покрытия, степени его стехиометрии и плотности заполнения адсорбционного слоя от основных физических параметров процесса.

Методы вакуумного ионно-плазменного напыления, использующие электродуговые генераторы и ускорители квазинейтральной плазмы “металлов” для получения специальных покрытий, нашли достаточно широкое применение в современном машиностроении [1, 2].

Высокая эффективность этих методов особенно наглядно проявилась в возможности синтеза с большими скоростями покрытий из стехиометрических нитридов и карбидов на поверхности деталей, имеющих температуру существенно более низкую (100...300 °С), чем температура образования этих соединений (800...1000 °С), предсказываемая равновесной термодинамикой [1-3]. Несмотря на очевидную актуальность объяснения и моделирования этого эффекта и процесса в целом, в литературе имеется описание только отдельных вопросов формирования покрытий в таких условиях.

В настоящей работе на основе результатов [2-5] дано достаточно общее решение задачи плазмохимического синтеза нитридных покрытий из ускоренных плазменных потоков и сформулированы рекомендации по дальнейшему развитию этого метода получения покрытий.

Физическая постановка задачи моделирования заключается в следующем. Квазинейтральный плазменный поток состоит из электронов, ионов и атомов металла и направляется на плоскую поверхность металлической детали, находящейся под отрицательным

потенциалом U_c . Деталь располагается в вакуумной камере в атмосфере азота при некотором давлении P . Ионы плазмы, попадая в дебаевский слой около поверхности детали, ускоряются и, вступив во взаимодействие с поверхностью, нейтрализуются. Нейтральный же компонент плазменного потока и молекулы азота попадают на поверхность без изменения своей начальной кинетической энергии [2].

Атомы и молекулы, сталкиваясь с поверхностью, частично отражаются, распыляют поверхностные атомы, а прошедшие кинетическую и термическую аккомодацию захватываются поверхностью и переходят в адсорбированное состояние. В состоянии адсорбции атомы и молекулы в процессе поверхностной миграции (диффузии) частично десорбируются, частично распыляются, а оставшаяся их часть хемосорбируется, достраивая кристаллическую решетку поверхностного слоя. Таким образом, при моделировании процесса формирования и роста покрытия необходимо выделить следующие стадии [1].

Первая стадия – переход частиц из газовой фазы в адсорбционный слой и заполнение адсорбционного слоя атомами металла и азота и молекулами азота.

Вторая стадия – диссоциация адсорбированных молекул азота на поверхности на атомы под действием термической и нетермической активации.

Третья стадия – поверхностная мигра-

ция атомов металла и азота и их хемосорбция на активных центрах поверхности. Сумма хемосорбированных плотностей потоков атомов металла и азота с учетом их распыления и определит скорость роста покрытия и степень стехиометрии соединения.

В связи с этим постановка задачи математического моделирования состоит из: уравнений заполнения адсорбционного состояния атомами металла, молекулами азота и атомами азота; уравнений для подсчета вероятностей и констант скоростей поверхностных реакций (десорбции, диссоциации, миграции между тождественными и различными энергетическими состояниями, встраивания в активные центры роста покрытия) с учетом вклада термической и нетермической (фокусонной) активации этих процессов; уравнений, устанавливающих связь между микропараметрами процесса и степенью стехиометрии и скоростью наращивания покрытия.

Причем в отличие от рассмотренных ранее моделей [1, 4] в данной модели учитывается явление полисорбции молекул азота (рис. 1), т. е. наличие на поверхности различных типов центров сорбции, на которых молекула азота имеет различную энергию связи (терраса, ступени, изломы и т. д.). В связи с этим молекула азота, прошедшая термическую аккомодацию, попадает в α -состояние [6]. В этом состоянии с каждого центра сорбции она может либо диссоциировать на атомы, либо десорбироваться, либо за счет поверхностной миграции перейти на другой центр сорбции в том же α -состоянии или в β_1 -состоянии. Из состояния β_1 молекула может либо диссоциировать на атомы, либо за счет поверхностной миграции перейти на другой центр сорбции в том же состоянии, либо вернуться в прежнее α -состояние, либо перейти в новое β_2 -состояние и т. д. (рис. 1)

Составляя для каждого из $l = \alpha, \beta_1, \beta_2, \beta_3$ состояний уравнение баланса числа частиц

в этом состоянии, получим систему шести дифференциальных соотношений для определения плотности адсорбированных частиц $n_i(l)$:

$$\begin{aligned} \dot{n}_1 &= j_{11} - j_{12} - j_{13}, \\ \dot{n}_2(\alpha) &= j_{21} + j_{21}(\beta_1, \alpha) - j_{21}(\alpha, \beta_1) - j_{21}(\alpha, \beta_2) - j_{22}(\alpha) - j_{23}(\alpha), \\ \dot{n}_2(\beta_1) &= j_{21}(\alpha, \beta_1) + j_{21}(\beta_2, \beta_1) - j_{21}(\beta_1, \alpha) - j_{21}(\beta_1, \beta_2) - j_{23}(\beta_1), \\ \dot{n}_2(\beta_2) &= j_{21}(\beta_1, \beta_2) + j_{21}(\beta_3, \beta_2) - j_{21}(\beta_2, \beta_1) - j_{21}(\beta_2, \beta_3) - j_{23}(\beta_2), \\ \dot{n}_2(\beta_3) &= j_{21}(\beta_2, \beta_3) - j_{21}(\beta_3, \beta_2) - j_{23}(\beta_3), \\ \dot{n}_3 &= j_{31} - j_{32} - j_{33}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\dot{n}_i(l) = dn_i(l)/dt$; $j_{is}(l)$ – плотности потока частиц; индекс $i = 1, 2, 3$ соответствует атомам металла, молекулам азота и атомам азота; индекс $S = 1$ соответствует потоку частиц, поступивших в состояние адсорбции и прошедших термическую аккомодацию; индекс $S = 2$ соответствует потоку частиц, ушедших из состояния адсорбции в газовую фазу (десорбция и распыление); индекс $S = 3$ для $i = 1, 3$ соответствует потоку частиц, поступивших в твердую фазу из состояния адсорбции; индекс $S = 3$ для $i = 2$ соответствует потоку молекул азота, диссоциировавших на атомы в l состоянии; $j_{21}(l, m)$ – плотности потока молекул азота, пришедших из состояния l в состояние m ($l, m = \alpha, \beta_1, \beta_2, \beta_3$).

На основе анализа кинетики адсорбции, поверхностной миграции, десорбции, диссоциации и встраивания атомов в активные центры роста новой фазы представим плотности потоков (1) в следующем виде:

$$\begin{aligned} j_{i1} &= \alpha_{T,i} \cdot \beta \cdot j_i \quad (i = 1, 2); \\ j_{2S}(l) &= K_{2S}(l)n_2(l) \quad (S = 2, 3); \end{aligned}$$

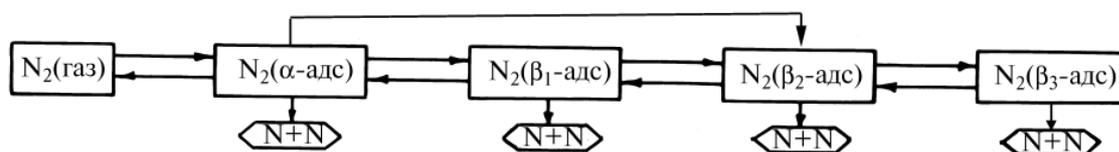


Рис. 1. Граф состояний и переходов адсорбционной молекулы азота

$$j_{21}(l, m) = K_{21}(l, m)n_2(l); \quad j_{iS} = K_{iS}n_i \quad (i = 1, 3; S = 2, 3); \quad (2)$$

$$j_{31} = \alpha_{T,3} \cdot \beta \cdot j_3 + 2 \cdot \alpha_{T,3} \cdot \left[\sum_{l=\alpha}^{\beta_3} K_{23}(l)n_2(l) + 2\alpha K'_{22}(\alpha)n_2(\alpha) \right],$$

где j_i – плотности потоков частиц из газовой фазы на поверхность конденсации ($i = 1, 2, 3$); $\alpha_{T,i}$ – коэффициенты термической аккомодации ($i = 1, 2, 3$); α – коэффициент редесорбции атомов азота; $K_{iS}, K_{2S}(l), K'_{22}(\alpha)$ и $K_{21}(l, m)$ – полные константы скоростей соответствующих реакций;

$\beta = 1 - \tilde{n}_1 - \tilde{n}_2 - \tilde{n}_3, \tilde{n}_i = n_i/n_r$; n_r – ратикулярная поверхностная плотность атомов соединения,

$$\tilde{n}_2 = \tilde{n}_2(\alpha) + \tilde{n}_2(\beta_1) + \tilde{n}_2(\beta_2) + \tilde{n}_2(\beta_3).$$

Соотношения (1) и (2) позволяют получить систему шести линейных дифференциальных уравнений первого порядка, стационарное решение которой имеет вид:

$$\tilde{n}_1 = \tilde{j}_1 a_{22} a_{33} / \Delta; \quad \tilde{n}_2(\alpha) = \tilde{j}_2 a_{11} a_{33} / \Delta;$$

$$\tilde{n}_2(\beta_1) = B_1 \tilde{n}_2(\alpha); \quad \tilde{n}_2(\beta_2) = [B_2 B_1 + B'_2] \tilde{n}_2(\alpha); \quad (3)$$

$$\tilde{n}_2(\beta_3) = [B_3 B_2 B_1 + B_3 B'_2] \tilde{n}_2(\alpha);$$

$$\tilde{n}_3 = \tilde{j}_3 a_{11} a_{22} / \Delta + \tilde{j}_2 a_{11} a_{32} / \Delta,$$

где

$$\Delta = \tilde{j}_1 a_{22} a_{33} + \tilde{j}_2 a_{11} a_{32} + \tilde{j}_3 a_{11} a_{22} + \tilde{j}_2 B_4 a_{11} a_{33} + a_{11} a_{22} a_{33};$$

$$a_{11} = K_{12} + K_{13}; \quad a_{22} = K_{22}(\alpha)[1 + y_2];$$

$$a_{32} = K_{22}(\alpha) 2\alpha_{T,3} \left[y_2 + \alpha \frac{K'_{22}(\alpha)}{K_{22}(\alpha)} \right];$$

$$a_{33} = K_{32} + K_{33};$$

$$y_2 = \frac{K_{23}(\alpha)}{K_{22}(\alpha)} + \frac{K_{21}(\alpha, \beta_1)}{K_{22}(\alpha)} \Phi_1 + \frac{K_{21}(\alpha, \beta_2)}{K_{22}(\alpha)} (\Phi_1 + \Phi_2 - \Phi_1 \Phi_2),$$

$$B_1 = \frac{K_{21}(\alpha, \beta_1)}{K_{21}(\beta_1, \alpha)} (1 - \Phi_1)(2 - \Phi_2); \quad B_3 = \frac{K_{21}(\beta_2, \beta_3)}{K_{21}(\beta_3, \beta_2)} (1 - \Phi_3);$$

$$B_2 = \frac{K_{21}(\beta_1, \beta_2)}{K_{21}(\beta_2, \beta_1)} (1 - \Phi_2); \quad B'_2 = \frac{K_{21}(\alpha, \beta_2)}{K_{21}(\beta_2, \beta_1)} (1 - \Phi_2);$$

$$\Phi_3 = 1 - \left[\frac{K_{23}(\beta_3)}{K_{21}(\beta_3, \beta_2)} + 1 \right]^{-1};$$

$$\Phi_2 = 1 - \left[\frac{K_{23}(\beta_2)}{K_{21}(\beta_2, \beta_1)} + 1 + \frac{K_{21}(\beta_2, \beta_3)}{K_{21}(\beta_2, \beta_1)} \Phi_3 \right]^{-1};$$

$$\Phi_1 = 1 - \left[\frac{K_{23}(\beta_1)}{K_{21}(\beta_1, \alpha)} + 1 + \frac{K_{21}(\beta_1, \beta_2)}{K_{21}(\beta_1, \alpha)} \Phi_2 \right]^{-1};$$

$$\tilde{j}_i = \alpha_{T,i} \cdot j_i / n_r \quad (i = 1, 2, 3).$$

При этом общее количество адсорбированных на поверхности молекул азота будет определяться соотношением

$$\tilde{n}_2 = B_4 \tilde{n}_2(\alpha),$$

где

$$B_4 = 1 + B_1 + B_1 B_2 + B_1 B_2 B_3 + B'_2 + B'_2 B_3.$$

Таким образом, сформулированная задача и полученные решения позволяют впервые в наиболее общем виде определить степени заполнения адсорбционного слоя атомами металла и азота и молекулами азота при рассмотрении процессов получения покрытий из потоков атомов металла, атомов и молекул газа как в условиях ионной бомбардировки, так и без нее. В этом смысле полученное решение обобщает классическое решение кинетической модели хемосорбции Эрлиха [6] на случай формирования покрытий из многокомпонентного потока, ускоренных частиц и наличия на поверхности состояний адсорбции с различной энергией связи.

Сохранив схему расчетов, подобную той, которая использована в [4], можно показать, что степень стехиометрии x_1 и скорость

роста V нитридного покрытия в области его гомогенности можно представить в виде

$$x_1 = \frac{1+y_1}{y_1} \cdot \frac{y_3}{1+y_3} \cdot \left(\frac{y_2 + \alpha \frac{K'_{22}}{K_{22}}}{1+y_2} \cdot 2\alpha_{T,3} \frac{\tilde{j}_2}{\tilde{j}_1} + \frac{\tilde{j}_3}{\tilde{j}_1} \right), \quad (4)$$

$$V = a \left(\frac{1+y_1}{y_1} - \frac{\alpha_p \alpha_u}{\alpha_{T,1}} \right) \beta \cdot \tilde{j}_1, \quad (5)$$

где $y_1 = K_{13}/K_{12}$, $y_3 = K_{33}/K_{32}$, a - параметр кристаллической решетки, α_p - коэффициент распыления кристаллической решетки соединения, α_u - степень ионизации потока.

Вне области гомогенности ($x_1 < 0,4$; $x_1 > 1$) параметр x_1 дает формальное значение плотностей потоков атомов металла и атомов азота, которые могли бы встраиваться в кристаллическую решетку, достраивая покрытие.

Из (4) видно, что на стехиометрию покрытия (как и следовало ожидать) оказывают влияние не абсолютные значения K_{13} и K_{12} , а только их отношения. Из анализа этого соотношения можно сделать вывод о том, что основное влияние на степень стехиометрии покрытия будет оказывать член, стоящий в (4) в скобках. Анализ этого члена показывает, что в зависимости от соотношения потоков атомов металла \tilde{j}_1 , молекулярного азота \tilde{j}_2 , атомарного азота \tilde{j}_3 и коэффициента редесорбции α зависимость x_1 от технологических параметров будет принципиально разной. В принципе можно говорить о трех различных технологических методах вакуумной ионно-плазменной технологии.

Первый технологический метод реализуется в ситуации, когда второе слагаемое, стоящее в скобках соотношения (4), существенно превышает первое слагаемое. Это соответствует случаю, при котором основной вклад в образование нитрида титана дает атомарный азот, образованный вне зоны конденсации, например, в магнетронном разряде. Второй технологический метод реализуется в ситуации, когда первое слагаемое в скобках соотношения (4) существенно превышает

второе слагаемое и $(\alpha K'_{22}/K_{22}) \gg y_2$. Это соответствует случаю, при котором основной вклад в образование нитрида титана дает атомарный азот, образованный около поверхности конденсации за счет диссоциации десорбированного с поверхности молекулярного азота. Третий технологический метод реализуется в ситуации, когда слагаемые в скобках соотношения (4) соответствуют предыдущему случаю, но $(\alpha K'_{22}/K_{22}) \ll y_2$. При этом основной вклад в образование нитрида титана дает диссоциативная хемосорбция молекулярного азота, адсорбированного на поверхности конденсации.

Третий технологический метод реализуется в типовых технологических электродуговых установках ионно-плазменного нанесения покрытий. В рамках рассматриваемой математической модели этот случай соответствует приближению $\tilde{j}_3 \cong 0$ и $\alpha \cong 0$, при котором основное влияние на стехиометрию покрытия оказывает выражение

$$\tilde{x} = \frac{y_2}{1+y_2} \cdot 2\alpha_{T,3} \frac{\tilde{j}_2}{\tilde{j}_1}. \quad (6)$$

Из (6) видно, что в зависимости от величины y_2 возможны три области технологических параметров. Первая область соответствует значениям $y_2 \gg 1$. В этом случае скорость диссоциации молекул азота на поверхности существенно превышает скорость десорбции с поверхности молекулярного азота. Данная ситуация, скорее всего, может быть реализована при низких температурах и очень эффективной диссоциации молекул.

Вторая область соответствует другому крайнему случаю, когда $y_2 \ll 1$. Этот случай, скорее всего, реализуется либо при достаточно высоких температурах (однако существенно меньше температур активной термической диссоциации молекулярного азота на поверхности), либо при малой кинетической энергии ионов W_i и малой степени ионизации плазменного потока α_i .

Промежуточная область, соответствующая диапазону $0,1 < y_2 < 10$, характеризуется существенной зависимостью степени стехиометрии покрытия от энергетических условий и параметров процесса.

Для общего математического анализа и расчета степени стехиометрии, скорости наращивания покрытия, эффективности использования титана и азота, чисел заполнения данных состояний и т. д. была разработана специальная программа **ПХС ВИБ** (плазмохимический синтез в условиях ионной бомбардировки), содержащая 112 параметров математической модели.

На рис. 2 приведены расчетные значения параметра x_1 и скорости роста нитридного покрытия в зависимости от энергии ионов металла W_i для различных значений температуры поверхности. Из него следует, что с увеличением энергии ионов параметр стехиометрии покрытия x_1 возрастает сначала по закону, близкому к линейному, а затем достигает насыщения и слабо изменяется при дальнейшем увеличении W_i . Следовательно, для каждого набора технологических параметров напыления и постоянной температуры существует критическое значение энергии ионов, обеспечивающее максимальное количество диссоциированных молекул азота, вступивших в хемосорбцию с титаном. Наличие критической энергии было предсказано ранее [2]. Однако в этой работе величина критической энергии определялась по точке излома кривой “общее количество диссоциированного газообразного молекулярного азота - энергия”, которая могла давать только максимально возможное значение энергии. С одной стороны, это приводило к завышенному значению энергии, которую надо вводить в зону конденсации, а, с другой стороны, не гарантировало получение нужной стехиометрии, так как действительное количество диссоциированного на поверхности азота (из-за десорбции и распыления) могло существенно отличаться от количества азота, приходящего к поверхности конденсации. Четко выраженная зависимость наклона и максимального значения величины x_1 от температуры поверхности как раз и отражает факт существенного влияния поверхностных процессов на стехиометрию покрытия.

Следовательно, максимальное количество азота, вступившего в реакцию нитридообразования, зависит не только от энергии, подведенной к зоне конденсации, но и тем-

пературы поверхности. Физически это объясняется тем, что с ростом температуры количество молекулярного азота в адсорбированных (предхемосорбционных) состояниях убывает из-за его десорбции (лимитируется адсорбционными процессами). Кроме того, как следует из рис. 2, энергетическая эффективность нитридообразования с ростом температуры убывает, и, более того, при температурах, выше некоторой критической, стехиометрический нитрид и даже вообще нитрид не может быть получен (рис. 2) при выбранных значениях параметров режима напыления ($j_1 = 4,33 \cdot 10^{20} \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$, $j_2 = 1,55 \cdot 10^{21} \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$, $\alpha_i = 1$, $j_3 = 0$, $\alpha = 0$).

При этом скорость роста покрытия в области энергий ионов до 400 эВ (180 В) ведет себя неоднозначно и в зависимости от величины температуры может отличаться в три раза. Это связано с тем, что для малых температур (400...500 К) и малых энергий поверхность в большей степени покрыта адсорбированным молекулярным азотом, который блокирует адсорбцию атомов титана. Следствием этого является низкая скорость роста покрытия. В то же время при высоких температурах из-за высокой скорости десорбции молекулярного азота его количество на поверхности резко уменьшается, что приводит к росту количества адсорбированных атомов титана и, как следствие, к росту скорости покрытия. Однако при этом на поверхности формируется нестехиометрический нитрид с малой величиной x_1 . Эти результаты также подтверждаются прямым расчетом количества адсорбированных поверхностью частиц по программе **ПХС ВИБ**. При энергиях выше 400 эВ зависимость скорости роста покрытия для различных температур ведет себя примерно одинаково и имеет близкие значения, убывающие с ростом энергии, что является прямым следствием влияния полного распыления поверхности. В то же время при одинаковой скорости наращивания (рис. 2) только режимы с $T < 550 \text{ К}$ дают нитрид стехиометрического состава.

Однако за счет увеличения давления азота в камере можно изменить вид зависимостей, приведенных на рис. 2, т. е. создать условия, при которых стехиометрический

нитрид будет образовываться при всех перечисленных на рис. 2 значениях температур, но при других значениях критических энергий нитридообразования и меньших скоростях роста покрытия.

Необходимо подчеркнуть, что в вакуумной ионно-плазменной технологии действительно существует широкая область технологических параметров, в которой весьма просто может быть получен нитрид титана (впрочем, как и много других видов нитридов и карбидов) стехиометрического состава. Однако качество такого нитрида без должной оптимизации режима будет низким, чаще всего из-за существенного превышения параметром \tilde{j}_2 своего оптимального значения, соответствующего минимальному давлению азота, при котором для выбранных значений других параметров напыления происходит образование стехиометрического нитрида ($x_1 = 1$). При этом не только развиваются различные дефекты в покрытии, происходит его насыщение свободным азотом и снижается прочность между кристаллитами структуры, но также существенно уменьшается скорость наращивания самого покрытия. Последний факт, экспериментально выражаемый в том, что при существенном увеличении времени

напыления толщина покрытия практически не изменяется, привел многих к убеждению о невозможности получения толстых (20-80 мкм) покрытий из нитрида титана. Однако, как показывает проведенный анализ и специальные экспериментальные исследования, это убеждение неверно [1]. При этом необходимо иметь в виду, что без специальных технологических мероприятий [1] качество сверхтвердых покрытий с ростом его толщины из-за наследования и развития начальных дефектов структуры, а также дефектов, возникающих в процессе роста, уменьшается.

Проведенное рассмотрение явления плазмохимического образования нитрида титана на поверхности конденсации позволяет сделать ряд важных выводов.

Во-первых, при математическом моделировании процессов плазмохимического синтеза и, по-видимому, любых хемосорбционных процессов на поверхности конденсации обязательным является учет явления полисорбции молекул на поверхности, а также прямых и обратных переходов между этими состояниями.

Во-вторых, при каждом определенном значении температуры и энергии W_i основ-

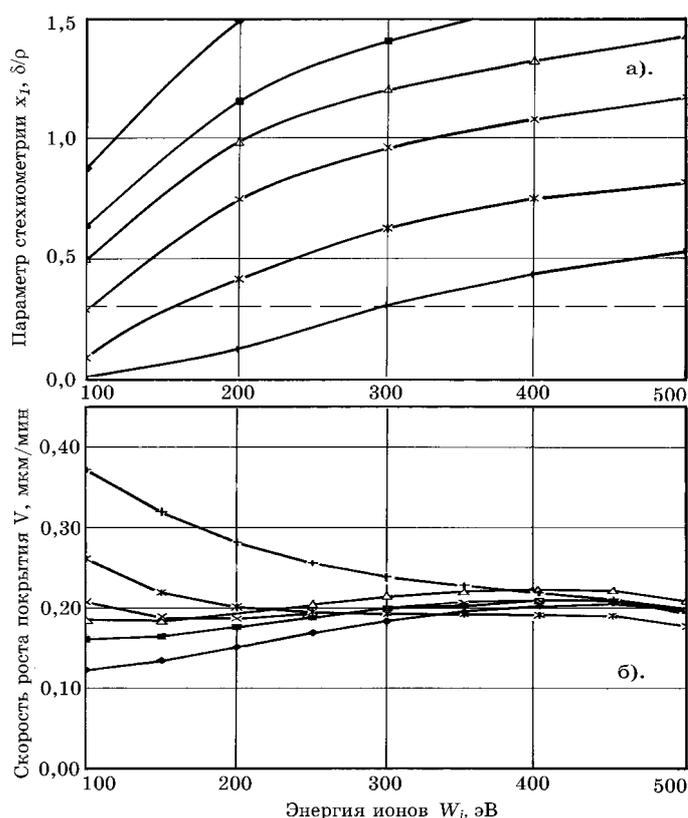


Рис. 2. Параметр стехиометрии x_1 (а) и скорость роста покрытия (б) в зависимости от кинетической энергии направленного движения для следующих температур образцов: \blacklozenge - 400 К, \blacksquare - 450 К, \blacktriangle - 500 К, \blacktimes - 550 К, $\black*$ - 600 К, $|$ - 700 К. Граница перехода химического соединения нитрида титана в твердый раствор азота в титане показана пунктирной линией

ная доля молекул диссоциирует во вполне определенном состоянии, зависящем от этой температуры. Диссоциация азота в этих состояниях и определит структурное совершенство покрытия и механизм его роста (нормальный, смешанный, послойный и т. д.).

В-третьих, явление нетермической активации миграции приводит к тому, что уже начиная с низких температур, определенная часть молекул переходит в энергетические состояния с большей энергией связи, обеспечивая более высокое качество покрытий, полученных в условиях ионной бомбардировки. При этом надо иметь в виду, что стехиометрическое покрытие при более высоких температурах можно получить только при более низких скоростях его роста.

В-четвертых, полученные результаты являются обобщением известных классических теорий хемосорбции Ленгмюра, Эрлиха, Кислюка и др. [6] на случай термической и нетермической активации процесса в условиях наращивания покрытия. Существенным преимуществом разработанной модели является наличие достаточно большого числа естественных параметров, которые позволяют обеспечить должную адекватность модели различным видам рассматриваемых материалов.

Таким образом, проведенные исследования и полученные результаты свидетель-

ствуют о перспективности развиваемого подхода к описанию сложных плазмохимических процессов на поверхности твердого тела.

Список литературы

1. Барвинок В. А., Богданович В. И. Физические основы и математическое моделирование процессов вакуумного ионно-плазменного напыления. М.: Машиностроение, 1999. 309 с.
2. Барвинок В. А., Богданович В. И. Закономерности формирования покрытий в вакууме // Физ. хим. об-ки матер. 1986. № 5. С. 92-98.
3. Богданович В. И. Разработка методологических принципов проектирования технологий формирования поверхностного слоя изделий плазменным напылением // Проблемы машиностроения и автоматизации. 1999. № 2. С. 35-41.
4. Богданович В. И. Гетерогенный плазмохимический синтез нитридных покрытий из плазменных потоков // Проблемы машиностроения и автоматизации. 1999. № 1. С. 65-71.
5. Барвинок В. А., Богданович В. И. Фундаментальные проблемы математического моделирования плазменных технологий высоких энергий получения покрытий // Изв. СИЦ РАН. 1999. № 1. С. 41-49.
6. Робертс М., Макки Ч. Химия поверхности раздела металл-газ. М.: Мир. 1981. 539 с.

MATHEMATICAL MODELING OF PROCESSES OF PLASMACHEMICAL HETEROGENEOUS COATINGS OF PLASMA FLOW

© 2002 V. A. Barvinok¹, V. I. Bogdanovitch¹, V. P. Kitaikin²

¹Samara State Aerospace University

²«Metallist-Samara» Joint Stock Company, Samara

The physical and mathematical model for the obtaining of nitride coatings of vacuum ion-plasma method is created.

The mathematical model accounts the basic stages of the multistage process: adsorption, desorption, dissociation, chemisorption, accommodation, ion sputtering, surface migration.

The mathematical model permits to find the coating growth rate and its composition from basic physical parameters of vacuum ion-plasma process.

УДК 621.77

ФЕНОМЕНОЛОГИЧЕСКИЕ И КРИСТАЛЛОГРАФИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ФОРМИРОВАНИЯ ЗАДАННОЙ АНИЗОТРОПИИ СВОЙСТВ ПРИ ПРОКАТКЕ ВЫСОКОТЕКСТУРОВАННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ ЛЕНТ

© 2002 Ф. В. Гречников¹, В. Ю. Арышенский²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва

²Волжский филиал института металлургии и материаловедения имени А. А. Байкова РАН

На основе разработанных математических моделей взаимосвязи показателей анизотропии с параметрами текстуры и константами кристаллов излагается методика расчёта состава текстурных ориентировок, обеспечивающих получение в металле эффективных значений анизотропии. Исследовано формирование и видоизменение текстурных ориентировок в процессе горячей прокатки, что позволило разработать технологические режимы прокатки тонких лент с заданным составом текстуры.

Текстура, являясь физической основой анизотропии деформированных полуфабрикатов, во многом определяет собой параметры процессов их последующего формообразования, эффективность использования материалов, конструкционные и эксплуатационные характеристики изделий. Причём, как следует из многочисленных исследований, проявления анизотропии могут быть как негативными, так и позитивными [1, 2]. Это обуславливает настоятельную необходимость оценки влияния анизотропии на параметры изделий и процессов деформирования, разработки на этой основе методов расчёта благоприятного состава текстуры и способов её целенаправленного формирования в процессах производства листовых полуфабрикатов.

Однако существующая теория пластичности изотропных сред, например уравнения связи между деформациями и напряжениями (1), не содержит переменных, характеризующих свойства деформируемых тел или их анизотропию.

$$\begin{aligned}\varepsilon_1 &= \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i} \left[\sigma_1 - \frac{1}{2}(\sigma_2 + \sigma_3) \right], \\ \varepsilon_2 &= \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i} \left[\sigma_2 - \frac{1}{2}(\sigma_3 + \sigma_1) \right], \\ \varepsilon_3 &= \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i} \left[\sigma_3 - \frac{1}{2}(\sigma_1 + \sigma_2) \right],\end{aligned}\quad (1)$$

где σ_i – интенсивность напряжений; ε_i – интенсивность деформаций.

Следовательно, на основе существующей теории нельзя моделировать влияние анизотропии свойств на характер развития деформаций при обработке металлов давлением, рассчитывать эффективные значения её показателей и в конечном итоге невозможно определить компоненты необходимого состава текстуры.

Для решения проблемы формирования в листовых полуфабрикатах заданной анизотропии свойств воспользуемся разработанным в [3] вариантом теории пластичности анизотропных сред, в основе которого лежит мгновенное условие текучести Р. Мизеса:

$$F = \sigma_u^2 = k_{ijkl} \sigma_{ij} \cdot \sigma_{kl}. \quad (2)$$

Здесь σ_u – обобщённое напряжение, представляющее собой совместный инвариант тензора напряжений σ_{ij} и материального тензора k_{ijkl} в произвольных осях.

В общем случае уравнения связи между приращениями деформаций de_{ij} и напряжениями находятся из ассоциированного закона течения

$$de_{ij} = \frac{dF}{d\sigma_{ij}} h d\lambda, \quad (3)$$

где h – коэффициент пропорциональности, λ – параметр нагружения.

Для случая пластического формообразования листовых материалов уравнения связи в главных осях анизотропии можно записать через полные деформации e_{ij} в следующем виде:

$$\begin{aligned} e_{11} &= \lambda(K_{1111}\sigma_{11} + K_{1122}\sigma_{22} + K_{1133}\sigma_{33}), \\ e_{22} &= \lambda(K_{2211}\sigma_{11} + K_{2222}\sigma_{22} + K_{2233}\sigma_{33}), \\ e_{33} &= \lambda(K_{3311}\sigma_{11} + K_{3322}\sigma_{22} + K_{3333}\sigma_{33}). \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь 1, 2, 3 – главные оси анизотропии: ось 1 направлена вдоль проката, 2 – поперёк проката, 3 – по толщине листа; K_{ijkl} – компоненты материального тензора в главных осях анизотропии.

Рассматривая линейное растяжение вдоль главных осей анизотропии компонента K_{ijkl} можно записать с помощью коэффициентов поперечной деформации μ_{ij} (показателей анизотропии):

$$\mu_{ij} = -\frac{e_i}{e_j} = -\frac{K_{ijij}}{K_{jjjj}}, \quad (5)$$

где $i, j = 1, 2, 3, i \neq j$; e_i – поперечная деформация сжатия плоского образца при его линейном растяжении; e_j – продольная деформация растяжения в направлении j .

С учётом выражения (5) уравнения (4) можно представить в виде

$$\begin{aligned} e_{11} &= \frac{\mu_{13}}{\mu_{31}} \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i} [(\sigma_{11} - \sigma_{22}) - \mu_{21}(\sigma_{22} - \sigma_{33})], \\ e_{22} &= \frac{\mu_{23}}{\mu_{32}} \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i} [(\sigma_{22} - \sigma_{33}) - \mu_{12}(\sigma_{11} - \sigma_{33})], \\ e_{33} &= \frac{\varepsilon_i}{\sigma_i} [(\sigma_{33} - \sigma_{22}) - \mu_{13}(\sigma_{11} - \sigma_{22})] \end{aligned} \quad (6)$$

В отличие от уравнений (1) в (6) входят коэффициенты, характеризующие деформационные свойства материалов – показатели анизотропии μ_{ij} .

Разработанный вариант теории пластичности позволил представить показатель

схемы деформированного состояния v_ε в виде функции показателя схемы напряжённого состояния v_σ и анизотропии заготовок μ_{ij} [1]:

$$v_\varepsilon = \frac{3(D - v_\sigma)}{Dv_\sigma - C}, \quad (7)$$

где $D = 2\mu_{21} - 1$; $C = 1 - 4\mu_{12} + 4\frac{\mu_{12}}{\mu_{21}}$.

Как известно, для изотропной среды

$$v_\varepsilon \equiv v_\sigma. \quad (8)$$

Установленная взаимосвязь показателей v_ε, v_σ и μ_{ij} (7), в отличие от тождества (8), позволяет моделировать влияние анизотропии свойств на характер течения металла при деформировании. Создавая затем в заготовках тот или иной вид анизотропии, можно изменять соотношение между деформациями при обработке давлением в пользу той, увеличение которой приведёт к повышению их предельного формоизменения, точности геометрических параметров и эксплуатационных свойств изделий, экономии материалов.

Проведённые в [1] исследования влияния анизотропии на параметры штампованных изделий и процессов глубокой вытяжки, гибки, обтяжки и формовки позволили установить для каждой операции рациональные значения показателей анизотропии в зависимости от вида операции, схемы напряжённо-деформированного состояния и формы изделий (таблица 1).

Для дальнейшей реализации концепции целенаправленного формирования при прокатке эффективной анизотропии свойств необходимо, прежде всего, определить – какой набор преимущественных кристаллографических ориентировок или какой состав текстуры будет способен обеспечить в металле требуемое сочетание показателей анизотропии.

Теория расчета необходимых компонент текстуры в листах и лентах построена на основе анализа структуры упругого мате-

Таблица 1
Обобщенные требования к величине и сочетаниям показателей анизотропии в плоскости листа

| Опера-ция | Вид деформирования | Форма детали | Рациональная величина показателей μ_{ij} | | Ориентация заготовки в зоне штамповки | |
|-----------------------|-------------------------------------|---------------------------------------|--|--|--|--|
| | | | Нормальная анизотропия | Плоскостная анизотропия | | |
| Вытяжка | Осесимметричное без утонения стенки | Цилиндрич. Коническ. Параболич. | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\max} > 0,5$ | $\mu_{12} = \mu_1 = \mu_{21}$ | Произвольная | |
| | Осесимметричное с утонением стенки | Цилиндрич. | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\max} \leq 0,5$ | $\mu_{12} = \mu_1 = \mu_{21}$ | | |
| | Асимметричное без утонения | Эллипсная Овальная | | | $\mu_{21} > \mu_1 > \mu_{12}$ | Большая полуось заготовки направлена вдоль μ_{21} (НП) Большая полуось заготовки направлена вдоль μ_{12} (ПН) Большая полуось заготовки направлена вдоль μ_1 (под углом 45° к НП) |
| | | | | | $\mu_{12} > \mu_1 > \mu_{21}$ | |
| | Квадратная Прямоугольная | | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\max} > 0,5$ $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\max} > 0,5$ | $\mu_{12} = \mu_{21} > \mu_1$ $\mu_{12} = \mu_{21} < \mu_1$ | Направление $\mu_{ij \max}$ совпадает с диагональю матрицы | |
| Гибка | Изгиб моментом | Не учитывается | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\min} \ll 0,5$ | $\mu_{12} = \mu_1 = \mu_{21}$ | Произвольная | |
| | | | | $\mu_{21} > \mu_1 > \mu_{12}$ | Линиягиба вдоль $\mu_{ij \max}$ | |
| | | | | $\mu_{12} > \mu_1 > \mu_{21}$ | Линиягиба перпендикулярна μ_1 | |
| | Стеснённый изгиб | Не учитывается | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\min} \ll 0,5$ | -//-/- | -//-/- | |
| Поперечная обтяжка | Изгиб с растяжением | -//-/- | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\max} > 0,5$ | $\mu_{21} = \mu_1 = \mu_{12}$ | Произвольная | |
| | | | | $\mu_{21} > \mu_1 > \mu_{12}$ | Линиягиба вдоль $\mu_{ij \max}$ | |
| | | | | $\mu_{12} > \mu_1 > \mu_{21}$ | Линиягиба под углом 45° к НП | |
| Обтяжка с растяжением | Изгиб с растяжением | -//-/- | $\bar{\mu} \rightarrow \bar{\mu}_{\max} > 0,5$ | $\mu_{21} = \mu_1 = \mu_{12}$ | Произвольная | |
| | | | | $\mu_{21} > \mu_1 > \mu_{12}$ | Растягивать вдоль $\mu_{ij \max}$ | |
| | | | | $\mu_{12} > \mu_1 > \mu_{21}$ | Растягивать под углом 45° к НП | |

риального тензора податливости S_{ijkl} и инвариантности ГЦК-металлов к гидростатическому давлению. Это позволяет записать тензор S_{ijkl} в следующем виде [1]:

$$S_{ijkl} = (3K)^{-1} \Theta_{ijkl} + d_{ijkl}, \quad (9)$$

где $\Theta_{ijkl} = \frac{1}{3} \delta_{ij} \delta_{kl}$ - шаровая единица,

$$(3K)^{-1} = S_{ii11} + S_{ii22} + S_{ii33},$$

d_{ijkl} – материальный упругий девиатор.

Выразив девиатор упругих деформаций с помощью закона Гука для девиаторов через напряжения и приняв, что условие текучести (2) с точностью до скаляра H совпадает с упругой энергией изменения формы тела W_ϕ , т. е. $\sigma_u^2 = HW_\phi$, получим:

$$d_{ijkl} = HK_{ijkl} \quad (10)$$

Тогда выражение (5) для показателей анизотропии μ_{ij} запишется следующим образом:

$$\mu_{ij} = -\frac{K_{ijj}}{K_{jjj}} = -\frac{d_{ijj}}{d_{jjj}}. \quad (11)$$

Заменив в (11) d_{ijkl} его выражением из (9), получим

$$\mu_{ij} = \frac{S_{ijj} - \frac{1}{3}(S_{ijj} + S_{jjj} + S_{jjk})}{S_{jjj} - \frac{1}{3}(S_{ijj} + S_{jjj} + S_{jjk})}. \quad (12)$$

Выразив теперь компоненты тензора податливости поликристаллического тела S_{ijkl} через компоненты тензора податливости монокристалла – S'_{ij} и ориентационные факторы текстуры $\Delta_i, \Delta_j, \Delta_k$ [4], получим модель взаимосвязи показателей анизотропии μ_{ij} , а затем и μ_i с параметрами текстуры и константами монокристаллов листового материала:

$$\mu_{ij} = 0,5 + 0,5 \frac{\Delta_k - \Delta_i}{Q - \Delta_j},$$

$$\mu_i = 0,5 + 0,5 \frac{\Delta_i + \Delta_j + \frac{1}{2}\Delta_k - \frac{1}{2}}{2Q + \Delta_i + \Delta_j - \frac{3}{2}\Delta_k - \frac{1}{2}}, \quad (13)$$

где $Q = \frac{S'_{11} - S'_{12}}{3S'}$,

$$\Delta_i, \Delta_j, \Delta_k = (\alpha_{i1}^2 \cdot \alpha_{i2}^2 + \alpha_{i2}^2 \cdot \alpha_{i3}^2 + \alpha_{i3}^2 \cdot \alpha_{i1}^2),$$

$i, j, k = 1, 2, 3 (i \neq j \neq k \neq i)$; α_{ij} – направляющие

косинусы; $S' = S'_{11} - S'_{12} - \frac{1}{2}S'_{44}$; μ_i – показатель анизотропии листа под углом 45° к осям 1 и 2.

Формула (13) позволяет определять значения показателей анизотропии по известным параметрам текстуры, а главное – прогнозировать новые деформационные свойства материалов путём создания в них преобладающего количества тех или иных ориентировок. Так, на графиках (рис. 1) видно, что, варьируя составом текстуры одного и того же материала, можно изменять его анизотропию в широких пределах, а по сути –

получать новые свойства, кардинально меняющие характер течения металла при деформировании.

Другое важное практическое значение формул (13) заключается в определении по заданным значениям показателей анизотропии искомым параметрам текстуры Δ_i из следующих уравнений:

$$\Delta_1^* = \left\{ \frac{1}{2}\mu_{21}(1-\mu_1) + \left[\mu_{12}(3\mu_1 - 2) + \frac{1}{2}\mu_{21}(1+\mu_1) + \mu_{12}\mu_{21}(1-3\mu_1) \right] Q \right\} / C,$$

$$\Delta_2^* = \left\{ \frac{1}{2}\mu_{21}(1-\mu_1) + \left[\mu_{12}(3\mu_1 - 2) + \frac{1}{2}\mu_{21}(1+\mu_1) + \mu_{12}\mu_{21}(1-3\mu_1) \right] Q \right\} / C,$$

$$\Delta_3^* = \left\{ \frac{1}{2}(1-\mu_1)(\mu_{21} + \mu_{12} - 2\mu_{12}\mu_{21}) + (\mu_{21} + \mu_{12})(3\mu_1 - 2) + 2\mu_{12}\mu_{21}(3-4\mu_1) \right\} Q / C, \quad (14)$$

где $C = \frac{1}{2}(\mu_{21} + \mu_{12})(1 + \mu_1) + \mu_{12}\mu_{21}(1 - 3\mu_1)$.

Чтобы определить состав многокомпонентной текстуры, необходимо на основе вычисленных по уравнениям (14) параметров Δ_i^* решить систему уравнений:

$$\begin{cases} \sum_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} P_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} \Delta_1^{\{hkl\}\langle uvw \rangle} = \Delta_1^*, \\ \sum_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} P_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} \Delta_2^{\{hkl\}\langle uvw \rangle} = \Delta_2^*, \\ \sum_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} P_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} \Delta_3^{\{hkl\}\langle uvw \rangle} = \Delta_3^*, \\ \sum_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} P_{\{hkl\}\langle uvw \rangle} = 1, \end{cases} \quad (15)$$

где $P_{\{hkl\}\langle uvw \rangle}$ – весовая доля компонента $\{hkl\}\langle uvw \rangle$; $\Delta_i^{\{hkl\}\langle uvw \rangle}$ – i -ый ориентационный фактор компонента $\{hkl\}\langle uvw \rangle$.

Для предварительного расчёта состава текстуры проектируемой ленты вначале по марке материала определяется характеристический параметр монокристалла Q , затем по таблице 1 – необходимое сочетание показателей μ_{21}, μ_1 и μ_{12} . Далее по (14), (15) рассчитываются значения ориентационных факторов текстуры Δ_i^* и соответствующие им наборы основных кристаллографических ориентировок и их весовые доли.

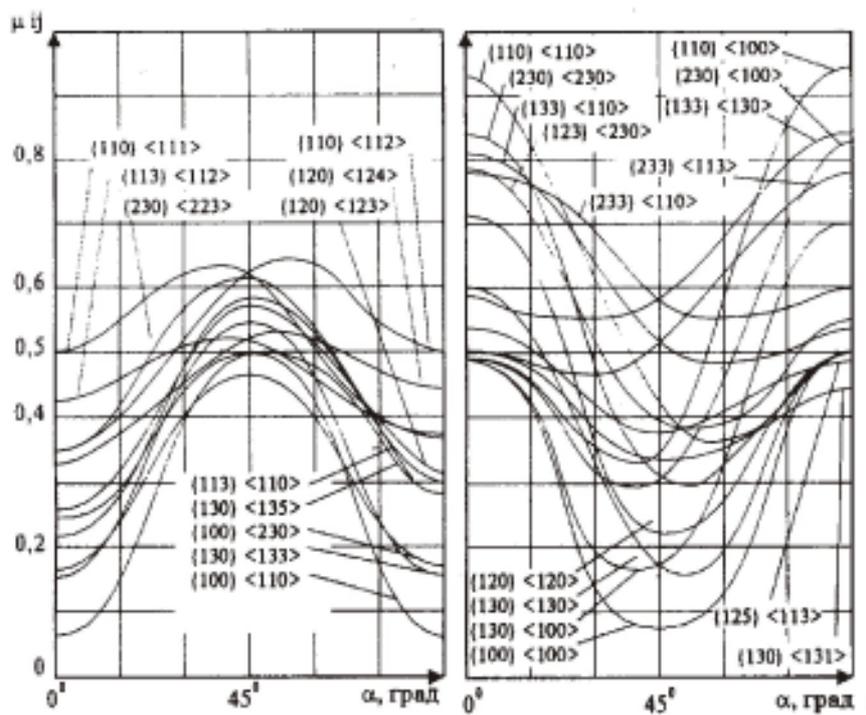


Рис. 1

Для реализации в листовом металле заданного таким образом состава текстуры необходимо учитывать следующий механизм образования и видоизменения текстуры алюминиевых сплавов в процессе горячей прокатки квазиизотропных слитков. Так, в полностью рекристаллизованном алюминии исходными системами скольжения являются плоскости $\{001\}\langle 100\rangle$ [5, 6]. В процессе прокатки возникают новые системы скольжения $\{112\}\langle 111\rangle$, $\{011\}\langle 111\rangle$, $\{011\}\langle 211\rangle$, и формируемая текстура проката будет совершенной, если при прокатке выполняются условия плоской деформации, т. е. отсутствуют нелинейные перекосы в деформации.

В работах [5-7] показана возможность многократного взаимного перехода этих ориентировок друг в друга в процессе обработки по схеме: деформация \rightarrow отжиг \rightarrow деформация и т. д. Установлено, что текстура «куба» $\{001\}\langle 100\rangle$ образуется при рекристаллизации в тех случаях, когда текстура деформации содержит в качестве основных компонентов ориентировки $\{112\}\langle 111\rangle$, $\{011\}\langle 111\rangle$. Причём скорость роста и однородность формируемой текстуры «куба» будет выше у тех ориентировок, которые благоприятно ориентированы относительно решётки матрицы. Для ГЦК-металлов – это

ориентировки, которые составляют угол $40^\circ < \varphi \leq 45^\circ$ с направлениями $\langle 111\rangle$.

Проведённые исследования видоизменения компонент текстуры в процессе горячей прокатки алюминиевых сплавов показали, что при существующей технологии состав текстуры характеризуется большим многообразием ориентировок и неоднороден по сечению полосы [1]. Это связано с тем, что в реальных условиях прокатки не выполняются условия плоской деформации вследствие контактного трения и не учитывается изменение соотношения ориентировок вследствие процессов рекристаллизации в межклетевых промежутках пятиклетевого непрерывного стана. Не изучено также формирование текстуры проката в зависимости от величины накопленной деформации при непрерывной горячей прокатке полосы в 5-клетевом стане.

Для комплексного аналитического исследования влияния параметров горячей прокатки на условия деформации полосы и формирование текстуры разработана соответствующая математическая модель горячей прокатки [8, 9].

Из анализа результатов расчёта следует, что изменение коэффициента трения с 0,15 до 0,4 увеличивает при прочих равных усло-

виях в 1,7-2,2 раза значения нормальных и касательных напряжений в очаге деформации. Это приводит, с одной стороны, к резкому повышению усилий прокатки, а с другой – к высокой разнице (в 50–100 раз) сдвиговых напряжений в поверхностных и центральных слоях полосы. Вследствие этого в поверхностных слоях искажается схема плоской деформации и угол наклона площадок максимальных касательных напряжений к оси прокатки составляет $\varphi \approx 34^\circ$ (рис. 2), что существенно ниже критического угла наклона $\varphi = 38^\circ$.

В результате в поверхностных слоях полосы вместо текстуры проката из ориентировок $\{001\}\langle 100 \rangle$ формируется так называемая текстура «трения» $\{100\}\langle 011 \rangle$, кото-

рая при последующей рекристаллизации не переходит в текстуру «куба».

При низких коэффициентах трения ($f \leq 0,15$) вследствие резкого снижения контактных напряжений угол наклона площадок максимальных касательных напряжений в поверхностных слоях составляет $40,5^\circ$ в зоне входа раската в очаг деформации и увеличивается до 45° на выходе из него (рис. 2), что обеспечивает формирование здесь заданной текстуры проката.

В центральных слоях металла и при высоком ($f = 0,4$), и при низком ($f = 0,15$) коэффициентах трения условие плоской деформации выполняется и угол наклона площадок максимальных касательных напряжений составляет 45° с направлением прокатки (рис. 2), что полностью обеспечивает условия перехода ориентировок $\{001\}\langle 100 \rangle$ в текстуру прокатки.

Расчётным путём установлено также, что для достижения необходимого уровня накопленной деформации, обеспечивающей получение заданной полюсной плотности, температура раската должна быть в пределах $440-460^\circ\text{C}$, а обжатие в последней клетке – не менее 40-42%.

Экспериментальные исследования видоизменения структуры и текстуры в поверхностных и центральных слоях полосы в зависимости от параметров прокатки проводи-

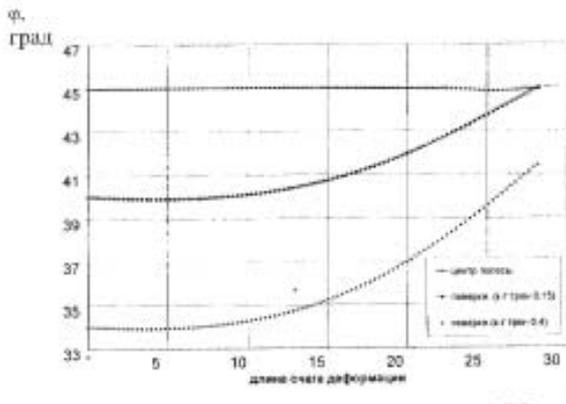


Рис. 2.

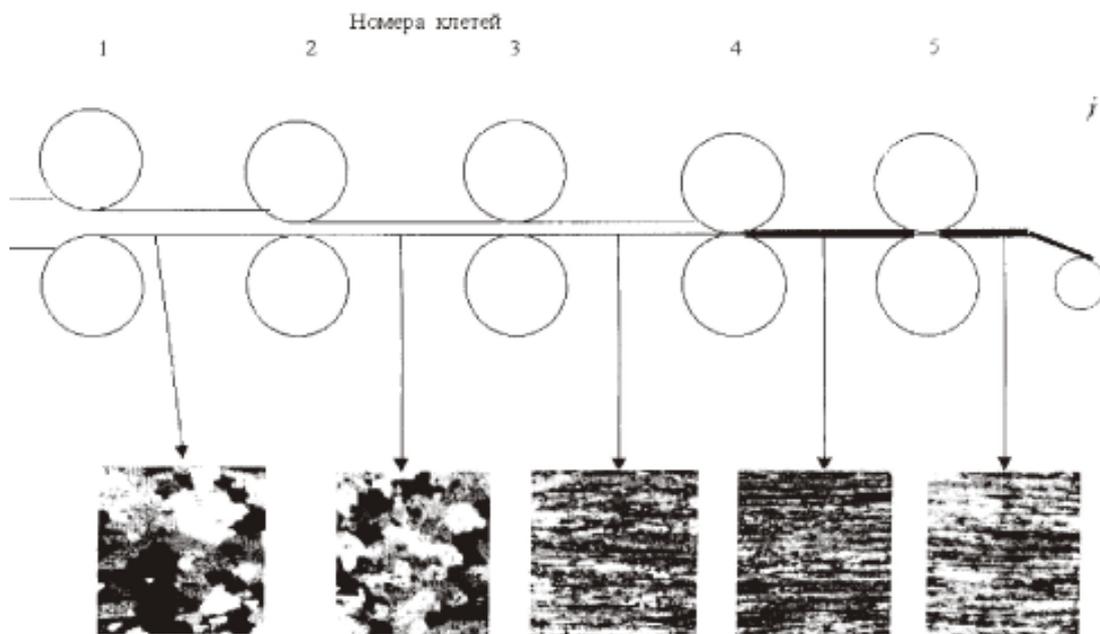


Рис. 3.

лись в каждой из пяти клеток непрерывной группы стана горячей прокатки «2800» (рис. 3).

Толщина прокатываемой полосы по клетям стана изменялась по следующей схеме: раскат - 52 мм → подкат - 25,7 → 14,7 → 7,97 → 5,09 → 3,0 мм. Раскат перед входом в непрерывную группу имел в основном текстуру «куба» $\{001\}\langle 100\rangle$.

Полученные данные показывают, что при прокатке с высоким коэффициентом трения ($f=0,3-0,45$) в поверхностных слоях неблагоприятная текстура «трения» (011) возникает уже в первой клетке и становится преобладающей в третьей клетке стана с полюсной плотностью 2,5 (рис. 4а). В пятой клетке полюсная плотность ориентировок «трения» возрастает до 3,3 (рис. 4б), а типичная текстура прокатки (111) практически не образуется.

Вследствие этого при последующей рекристаллизации в поверхностных слоях не формируется расчётная текстура «куба» (рис. 4в), тогда как в центральных она является преобладающей. Её полюсная плотность составляет 3,1 (рис. 4г).

При прокатке с низкими коэффициентами трения ($f=0,13-0,19$) неблагоприятная

текстура «трения» (011) в поверхностных слоях полосы не образуется. Так, из ОПФ видно, что уже после первой клетки появляется текстура прокатки (111) с полюсной плотностью 3,7 (рис. 5а), которая уменьшается за счёт отжига в межклетьевом промежутке до плотности 1,7 (рис. 5б).

Во второй и последующих клетях происходит постепенное формирование чёткой текстуры прокатки, и после пятой клетки она становится преобладающей как в поверхностных, так и в центральных слоях, а плотность ориентировок (111) достигает 3,8 по всей высоте полосы (рис. 5в).

Видоизменение состава компонент текстуры подката в процессе прокатки в каждой клетке стана представлено в таблице 2, а изменение соответствующих им ориентационных факторов текстуры Δ_i и показателей анизотропии μ_{ij} – в таблице 3.

Из таблицы 2 видно, что текстура полосы после пятой клетки состоит из ориентировок, характерных для текстуры прокатки, что обеспечит при отжиге рулонов формирование острой текстуры «куба», необходимой для получения заданной анизотропии свойств холоднокатаной ленты. Полюсная плотность ориентировок после отжига горячекатаной

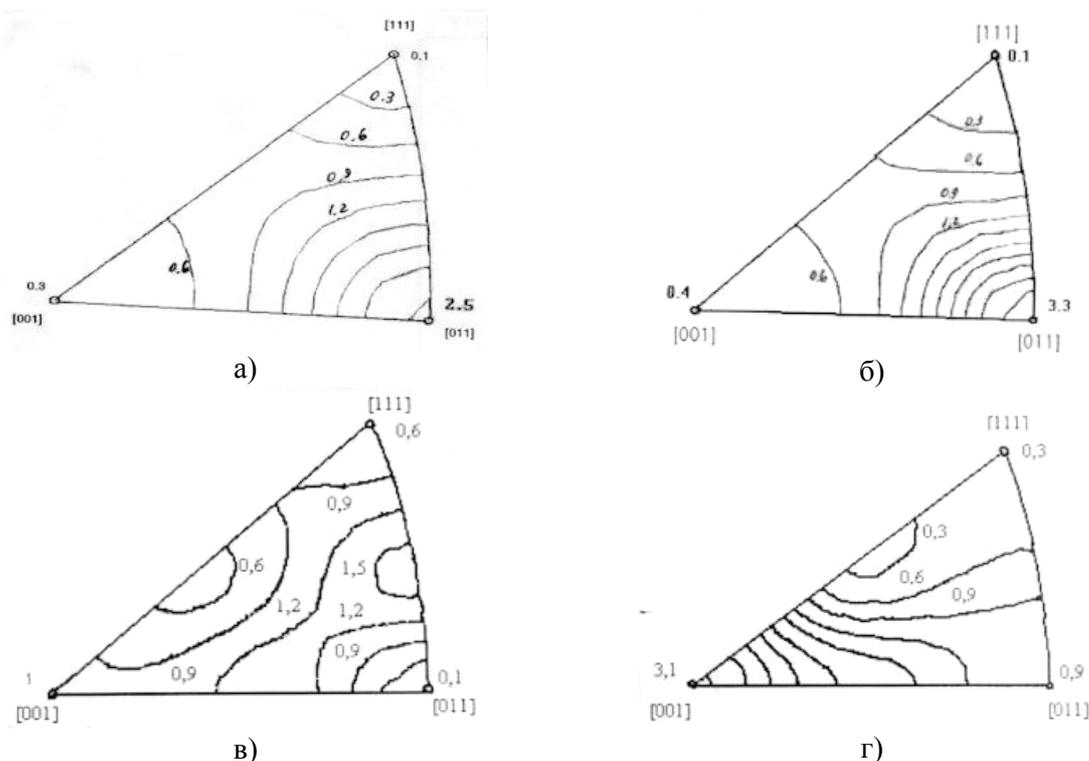


Рис. 4

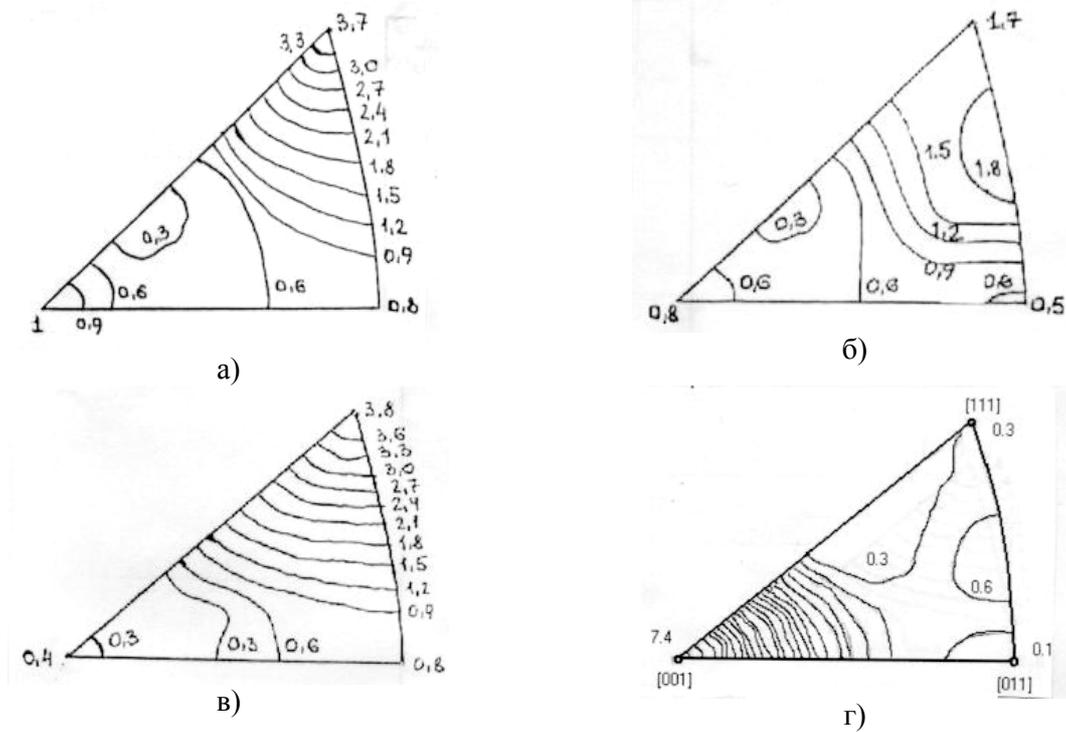


Рис. 5

полосы толщиной 3 мм представлена на рис. 5г.

Как следует из таблицы 3, параметры Δ_i и показатели анизотропии в плоскости раската перед входом в непрерывную группу имеют сочетания, характерные для текстуры “куба”, т. е. $\mu_{21} \approx \mu_{12} \gg \mu_1$. Изменяясь в процессе прокатки, параметры Δ_i и показатели

μ_{ij} в горячекатаной полосе принимают сочетания, характерные для текстуры прокатки, т. е. $\mu_1 \gg \mu_{21} \approx \mu_{12}$.

В целом разработанный механизм целенаправленного формирования компонент заданного состава текстуры в процессах горячей прокатки и рекристаллизационного отжига рулонов схематично может быть представлен следующим образом (рис. 6).

Таблица 2

Изменение состава компонент текстуры подката в зависимости от места отбора образцов ($f = 0,13-0,19$)

| Номер клетки | Толщина подката, мм | Место определения ориентировок | Основные компоненты текстуры |
|-----------------|---------------------|--------------------------------|---|
| Исходный раскат | 52 | На входе в клеть №1 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{210\}\langle 001\rangle$ |
| 1 | 25 | На выходе из клетки №1 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{011\}\langle 133\rangle$ |
| 2 | 25 | На входе в клеть №2 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{210\}\langle 001\rangle$; $\{011\}\langle 133\rangle$ |
| 2 | 14,07 | На выходе из клетки №2 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{011\}\langle 133\rangle$; $\{012\}\langle 111\rangle$ |
| 3 | 14,07 | На входе в клеть №3 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{210\}\langle 001\rangle$; $\{112\}\langle 111\rangle$ |
| 3 | 7,97 | На выходе из клетки №3 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{011\}\langle 133\rangle$ |
| 4 | 7,97 | На входе в клеть №4 | $\{001\}\langle 100\rangle$; $\{210\}\langle 001\rangle$; $\{011\}\langle 133\rangle$ |
| 4 | 5,09 | На выходе из клетки №4 | $\{210\}\langle 001\rangle$; $\{112\}\langle 111\rangle$; $\{011\}\langle 111\rangle$ |
| 5 | 5,09 | На входе в клеть №5 | $\{210\}\langle 001\rangle$; $\{112\}\langle 111\rangle$; $\{011\}\langle 111\rangle$ |
| 5 | 3,0 | На выходе из клетки №5 | $\{210\}\langle 001\rangle$; $\{112\}\langle 111\rangle$; $\{011\}\langle 111\rangle$ |

Таблица 3
Изменение параметров текстуры Δ_i и показателей анизотропии подката на выходе из клетей непрерывной группы стана «2800»

| Номер клетки | Толщина подката, мм | Ориентационные факторы текстуры Δ_i | | | Показатели анизотропии $\mu_{ij \text{ расч}} / \mu_{ij \text{ эксп}}$ | | |
|-----------------|---------------------|--|------------|------------|--|------------------------|-------------------------|
| | | Δ_1 | Δ_2 | Δ_3 | $\mu_{21 \text{ расч}}$ | $\mu_{1 \text{ расч}}$ | $\mu_{12 \text{ расч}}$ |
| | | | | | $\mu_{21 \text{ эксп}}$ | $\mu_{1 \text{ эксп}}$ | $\mu_{12 \text{ эксп}}$ |
| Исходный раскат | 52 | 0,13 | 0,118 | 0,147 | $\frac{0,519}{0,53}$ | $\frac{0,34}{0,34}$ | $\frac{0,522}{0,51}$ |
| 1 | 25,7 | 0,136 | 0,12 | 0,147 | $\frac{0,518}{0,53}$ | $\frac{0,36}{0,33}$ | $\frac{0,52}{0,52}$ |
| 2 | 14,07 | 0,147 | 0,158 | 0,164 | $\frac{0,505}{0,524}$ | $\frac{0,38}{0,36}$ | $\frac{0,51}{0,51}$ |
| 3 | 7,97 | 0,15 | 0,16 | 0,184 | $\frac{0,49}{0,5}$ | $\frac{0,42}{0,42}$ | $\frac{0,48}{0,49}$ |
| 4 | 5,09 | 0,186 | 0,192 | 0,242 | $\frac{0,43}{0,43}$ | $\frac{0,52}{0,51}$ | $\frac{0,42}{0,41}$ |
| 5 | 3,0 | 0,216 | 0,205 | 0,282 | $\frac{0,4}{0,41}$ | $\frac{0,53}{0,52}$ | $\frac{0,37}{0,4}$ |

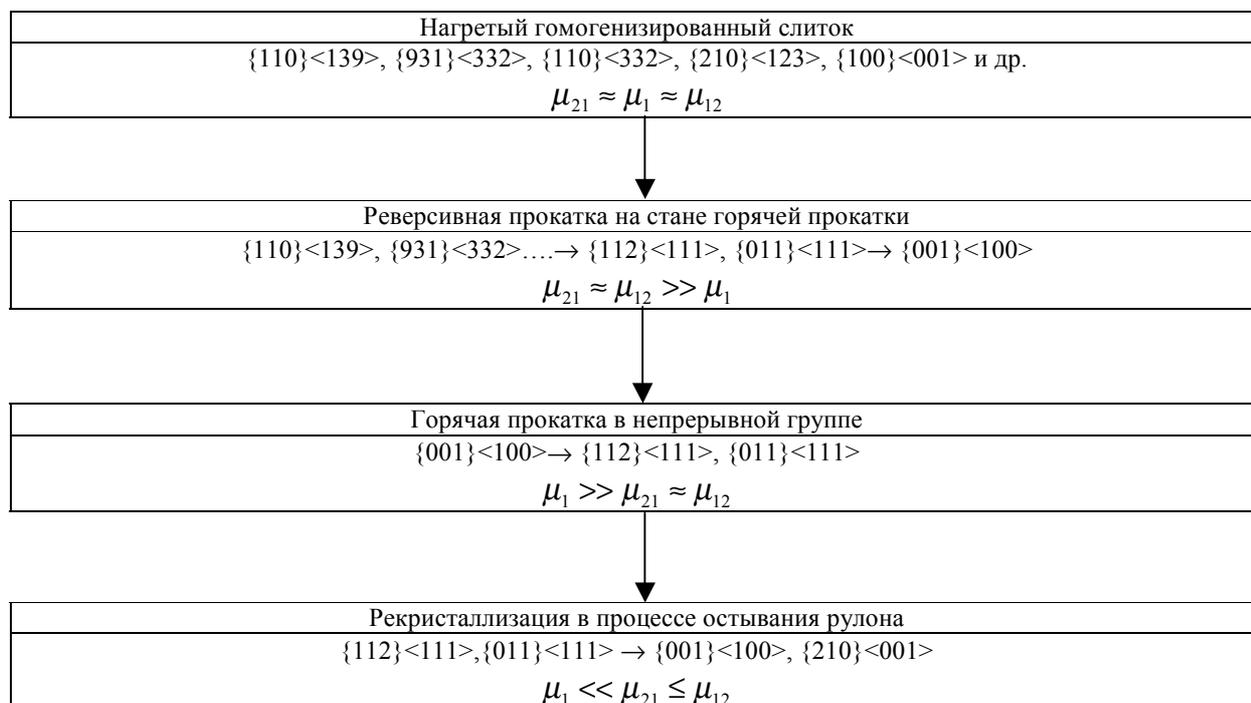


Рис. 6.

Список литературы

1. Гречников Ф. В. Деформирование анизотропных материалов (Резервы интенсификации). М.: Машиностроение, 1998. 448 с.
2. Wilson D. V. Plastic anisotropy in Sheet Metals//J.Inst. Metals, 1966, 94, p. 3-8.
3. Арышенский Ю. М., Гречников Ф. В. Теория и расчёты пластического формоизменения анизотропных материалов/ Под ред. Ф. В. Гречникова. М.: Металлургия, 1990. 304 с.
4. Адамеску Р. А., Митюшов Е. А. Анизотропия физических свойств металлов. М.: Металлургия, 1985. 136 с.
5. Смирнов В. С., Дурнев В. Д. Текстурирование металлов при прокатке. М.: Металлургия, 1971. 256 с.
6. Белоусова Н. С., Бородина М. М.// ФММ, 37, вып. 5, 1974. С. 1081-1088.
7. Кристиан Дж. Теория превращений в металлах и сплавах. М.: МИР, 1978. Ч.1. 806 с.

8. Беглов Э. Д., Арышенский В. Ю, Самонин В. Н. Анализ напряжённо-деформированного состояния при горячей прокатке полос из сплава 3104// Сб. труд. Международной научно-технической конференции «Металлофизика и деформирование перспективных материалов». Самара, 1999. С. 17-21.

9. Гречников Ф. В., Арышенский В. Ю,

Клепачевская С. Ю. Основные принципы формирования заданной анизотропии в алюминиевой ленте под глубокую вытяжку// Сб. трудов Международной научно-технической конференции «Новые направления развития производства и потребления алюминия и его сплавов». Самара, 2000. С. 78-91.

FENOMENOLOGICAL AND CRYSTALLOGRAPHIC FUNDAMENTALS OF GIVEN PROPERTIES ANISOTROPY FORMATION AT ROLLING OF HIGHTEXTURED ALUMINIUM BANDS

© 2002 F. V. Grechnikov¹, V. Y. Aryshensky²

¹Samara State Aerospace University

²Volga Branch of A. A. Baikov Institute of Metallurgy of the Russian Academy of Science

On the basis of designed mathematical models of correlation of indices of an anisotropy with texture parameters and constants of chips the technique of calculation of a structure of texture alignments ensuring obtaining in metal of effective values of an anisotropy is stated. The formation and modification of texture alignments is investigated during hot rolling, that has allowed developing technological modes of thin ribbons rolling with the given structure of texture.

УДК 621.64

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОДАЧИ ВОЗДУХА ВО ВСАСЫВАЮЩУЮ МАГИСТРАЛЬ ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА НА ЕГО ВИБРОАКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

© 2002 А. А. Иголкин, А. Н. Крючков, А. Б. Прокофьев, Е. В. Шахматов

Самарский государственный аэрокосмический университет

В работе экспериментально исследовано влияние подачи нерастворённого воздуха во всасывающую магистраль центробежного маслонасоса, работающего в условиях скрытой кавитации, на его виброакустические характеристики. Получены количественные зависимости пульсаций давления на выходе из насоса, а также вибрации корпуса насоса от расхода нерастворённого воздуха на входе в насос. Показано, что подача воздуха в количестве 3% от суммарного расхода рабочей жидкости позволяет уменьшить пульсации давления в напорной магистрали в 1,5 раза, вибрацию в 1,7...1,9 раз без заметного изменения статических характеристик насоса.

В гидравлических системах энергетических установок различного назначения широкое применение находят центробежные насосы. Обладая высокими антикавитационными свойствами, на большинстве режимов они работают в условиях скрытой кавитации [1]. Скрытая кавитация, несмотря на существование в проточной части кавитационных каверн, не оказывает существенного влияния на статические выходные параметры насоса (напор, мощность, КПД), но приводит к изменению динамических характеристик системы. При этом возможно возбуждение автоколебаний и помпажных колебаний давления в гидросистеме [1]. Скрытая кавитация приводит к изменению характера пульсаций, генерируемых другими источниками колебаний (например, высоконапорными ступенями насосных агрегатов [2]). Известны также случаи кавитационного износа отдельных элементов гидравлических машин [3]. Таким образом, снижение интенсивности кавитационных процессов способствует решению

задачи повышения работоспособности насосных агрегатов.

Одним из специальных методов ослабления кавитации является впуск воздуха во всасывающий патрубок. Подача нерастворённого воздуха сопровождается снижением кавитационной эрозии, шума и вибрации насоса [3, 4]. Задачей настоящей работы является экспериментальная оценка влияния впуска воздуха на виброакустические характеристики насоса.

Экспериментальные исследования проводились на гидромасляном центробежном насосе (ГМН) системы смазки турбогенератора Сызранской ТЭЦ. Геометрические параметры исследуемого центробежного колеса приведены в таблице 1.

Частота вращения ротора насоса на установленном режиме $n = 3000$ об/мин. Расход рабочей жидкости (масла) $Q = 150$ м³/ч = 41,7 л/с. Давление нагнетания насоса $p_n = 1,3$ МПа. Давление насыщенных паров масла $p_t = 400$ Па. Указанные данные позволяют определить напор на входе насоса:

Таблица 1

| | |
|--|--------|
| Средний диаметр входной кромки D_1 | 285 мм |
| Диаметр выходной кромки D_2 | 376 мм |
| Ширина входной кромки b_1 | 30 мм |
| Ширина выходной кромки b_2 | 20 мм |
| Угол лопатки на входе (угол входа) β_1 | 14° |
| Угол лопатки на выходе (угол выхода) β_2 | 31,5° |
| Количество лопаток | 12 шт. |

$$H_{\text{ex}} = \frac{P_{\text{ex}}}{\rho g} = 10,1 \text{ м},$$

где ρ - плотность рабочей жидкости ($\rho = 800 \text{ кг/м}^3$); g - ускорение свободного падения ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$); P_{ex} - давление на входе в насос ($P_{\text{ex}} = 80000 \text{ Па}$).

Для определения минимально допустимого напора рабочей жидкости на всасывании будем использовать формулу, предложенную Рудневым С. С. [5]:

$$[H_{\text{ex}}] = 10 \left(\frac{n\sqrt{Q}}{C} \right)^{\frac{4}{3}} + \frac{p_t}{\rho g},$$

где $[H_{\text{ex}}]$ - минимально допустимый напор рабочей жидкости на всасывании, м; Q - расход рабочей жидкости, $\text{м}^3/\text{с}$; C - кавитационный коэффициент быстроходности. Для центробежных насосов без предвключенного шнека и специальных конструктивных антикавитационных мероприятий $C = 800$ [3]. Тогда

$$[H_{\text{ex}}] = 10 \left(\frac{3000\sqrt{0,0417}}{800} \right)^{\frac{4}{3}} + \frac{400}{800 \cdot 9,81} = 7,1 \text{ м}.$$

Таким образом, кавитационный запас для исследуемого насоса составляет 3 м, что вполне достаточно для обеспечения бесрывной работы, но не исключает кавитационных явлений в межлопастных полостях центробежной ступени [5].

При проведении экспериментальных исследований осуществлялись замеры пульсаций давления на выходе из насоса и виброускорения на корпусе насоса в двух горизонтальных направлениях - поперечном и продольном относительно оси центробежного колеса (рис. 1).

При проведении замеров использовались высокочастотные первичные преобразователи, что позволило расширить исследованную частотную область до 10 кГц. Для исключения влияния передаточных характеристик крепёжных элементов вибропреобразователи приваривались к корпусу агрегата. Замеры проводились для трех состояний системы:

- 1 - без подачи воздуха (штатный режим работы);
- 2 - с малой подачей воздуха ($Q_{\text{возд}} = 0,8 \text{ л/с}$);
- 3 - с большой подачей воздуха ($Q_{\text{возд}} = 1,3 \text{ л/с}$).

Большее увеличение подачи воздуха было невозможно, так как вызывало недопустимое падение давления в системе смазки, что ставило под угрозу нормальное функционирование турбогенератора.

Для визуальной оценки характера виброакустических процессов в исследуемой системе на рис. 2 представлены временные реализации пульсирующего давления (а) и виброускорения на корпусе насоса (б, в) при его штатной работе.

Рассмотрение временной реализации пульсаций давления позволяет отметить наличие явно выраженной гармонической составляющей, соответствующей лопаточной частоте насоса:

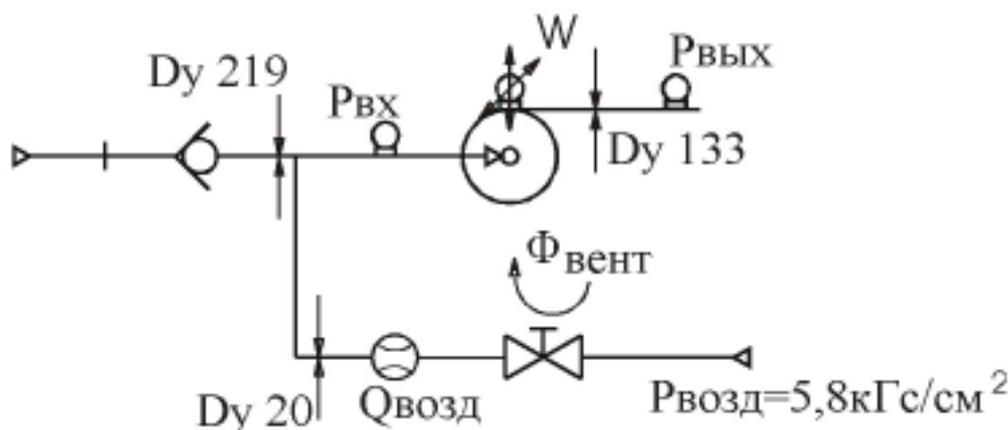


Рис. 1. Схема расположения первичных преобразователей

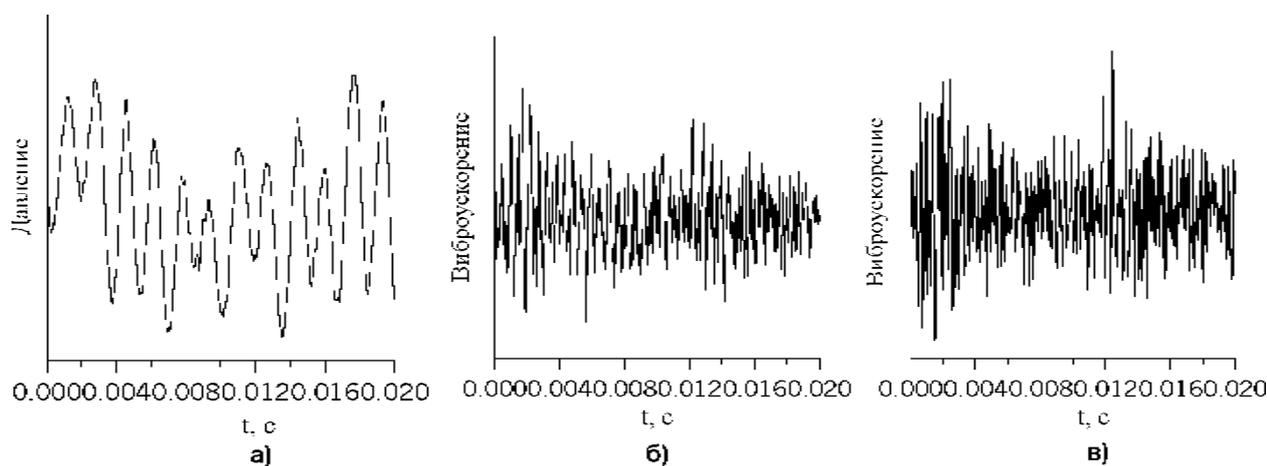


Рис. 2. Временные реализации зарегистрированных сигналов: а) пульсации давления на выходе насоса; б) вибрация на корпусе насоса по первому каналу; в) вибрация на корпусе насоса по второму каналу

$$f_{\text{лоп}} = \frac{nz}{60} = \frac{3000 \cdot 12}{60} = 600 \text{ Гц},$$

где n – частота вращения ротора насоса, об/мин; z – число лопаток рабочего колеса.

На осциллограммах виброускорения видно, что наибольший вклад в динамику вносят высшие составляющие относительно лопаточной частоты. В целом, анализ осциллограмм позволяет отметить, что динамические процессы в рассматриваемой системе носят установившийся характер. Следует также отметить отсутствие ударных нагрузок какой-либо природы.

Для более полного анализа спектральных характеристик виброакустических процессов в системе необходимо проведение процедуры преобразования Фурье.

На рис. 3 представлены амплитудные спектры пульсаций давления на выходе на-

соса (рис. 3а), виброускорения на корпусе по двум направлениям (рис. 3б, в) при штатной работе гидромаляного насоса.

Основной составляющей в спектре пульсаций давления на выходе насоса является лопатная гармоника ($f_{\text{лоп}} = 600$ Гц). Ее амплитуда при штатном режиме работы ГМН равна 0,0373 МПа (рис. 3а). Амплитудный спектр пульсаций характеризуется отсутствием практически значимых высших дискретных составляющих. Величина шумовых составляющих также пренебрежимо мала. Спектр виброускорения на корпусе насоса, в отличие от спектра пульсаций давления, характеризуется преобладанием энергетически значимых шумовых компонент. Максимумы спектральной плотности находятся в районе частот 1700, 2700, 4100, 9200 Гц.

Дальнейшие исследования показали, что указанные максимумы спектральной

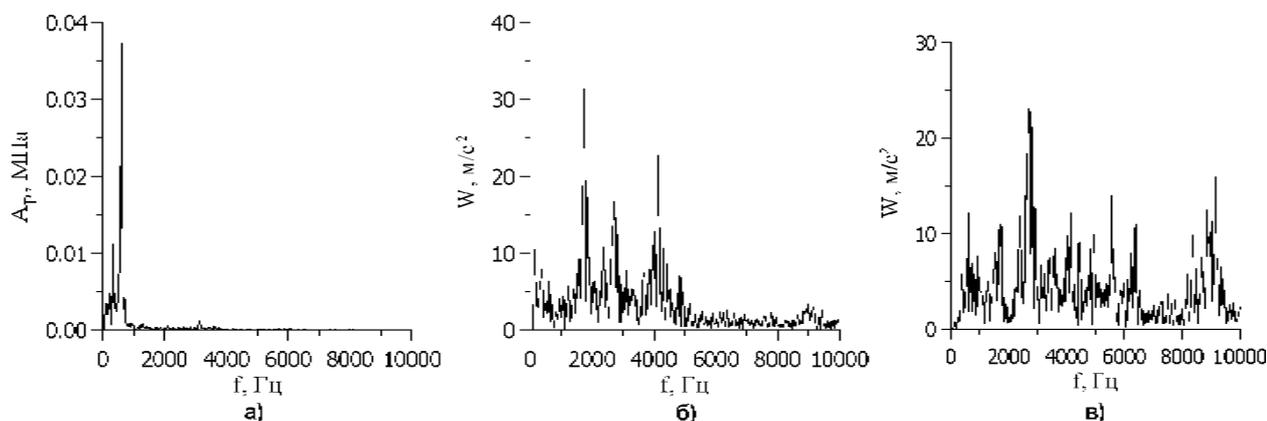


Рис. 3. Амплитудные спектры пульсаций давления на выходе (а), виброускорения на корпусе по двум направлениям (б, в)

плотности вибрации связаны с возбуждением собственных колебаний корпуса насоса широкополосным шумом. Происхождение широкополосного шума, по-видимому, связано с нерасчётным обтеканием потоком лопастей центробежного колеса и кавитационными явлениями, имеющими место в его каналах.

Изменение виброакустического состояния элементов рассматриваемой системы при увеличении подачи воздуха на вход насоса можно оценить по спектрограммам, представленным на рис. 4-6.

На рис. 4 представлены спектрограммы, показывающие изменение амплитуд частотных составляющих пульсаций давления на выходе насоса с увеличением подачи воздуха. Из него видно, что амплитуда лопастной гармоники ($f_{лон} = 600 \text{ Гц}$) - наиболее энергетически значимой составляющей спектра -

монотонно уменьшается с увеличением подачи воздуха. Амплитуда лопастной гармоники при штатном режиме работы насоса - 0,0373 МПа уменьшается до 0,0157 МПа при максимальной подаче воздуха, т. е. более чем в 2,3 раза.

На рис. 5 и 6 представлены спектрограммы, показывающие изменение амплитуд частотных составляющих виброускорения по двум направлениям на корпусе насоса с увеличением подачи воздуха. Видно, что уровень вибрации с увеличением подачи воздуха уменьшается.

Среднеквадратичные значения (СКВ) исследованных параметров в зависимости от подачи воздуха во всасывающую магистраль приведены в таблице 2.

Из таблицы 2 следует, что среднеквадратичные значения параметров при подаче воздуха 0,8 л/с уменьшаются в 1...1,2 раза, а

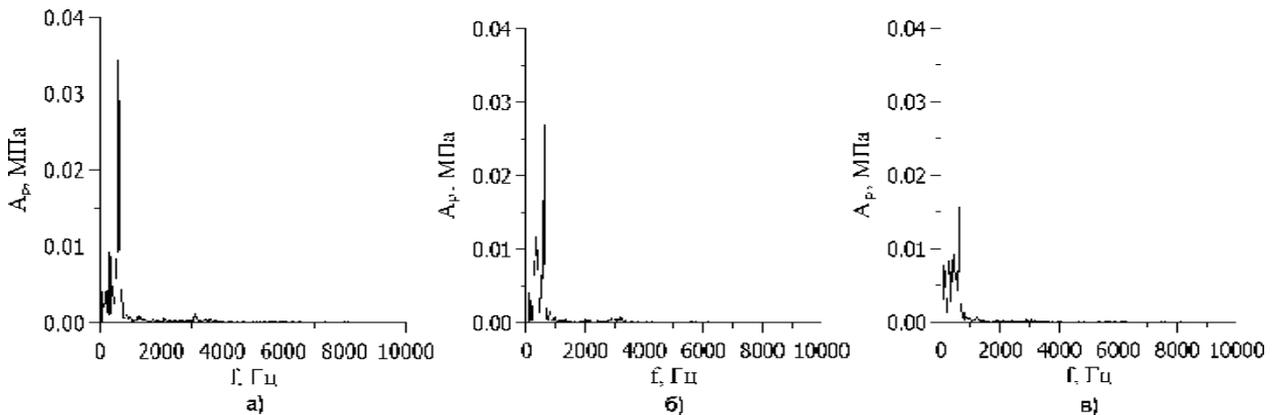


Рис. 4. Изменение пульсаций давления на выходе насоса при увеличении подачи воздуха: а) без подачи воздуха; б) подача воздуха 0,8 л/с; в) подача воздуха 1,3 л/с

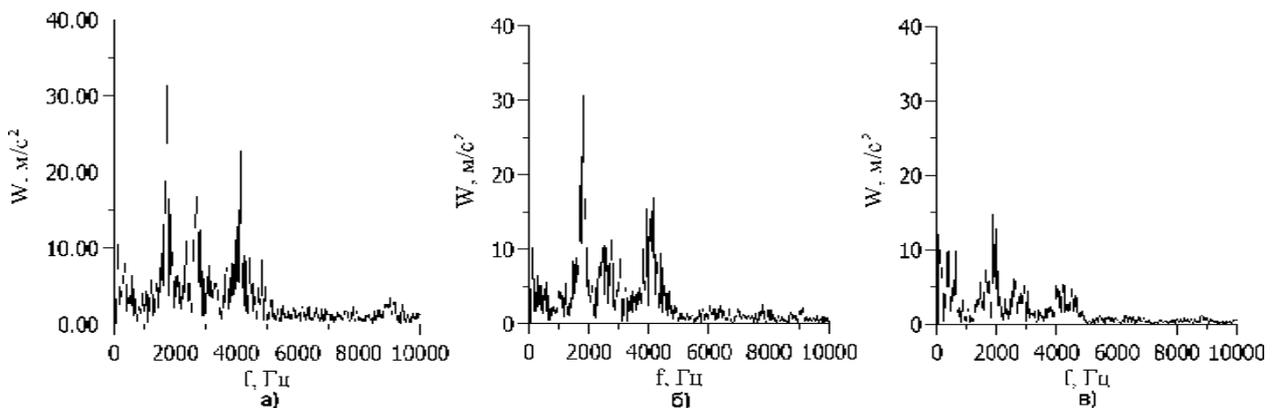


Рис. 5. Изменение виброускорения на корпусе насоса по направлению 1 (рис. 1) при увеличении подачи воздуха: а) без подачи воздуха; б) подача воздуха 0,8 л/с; в) подача воздуха 1,3 л/с

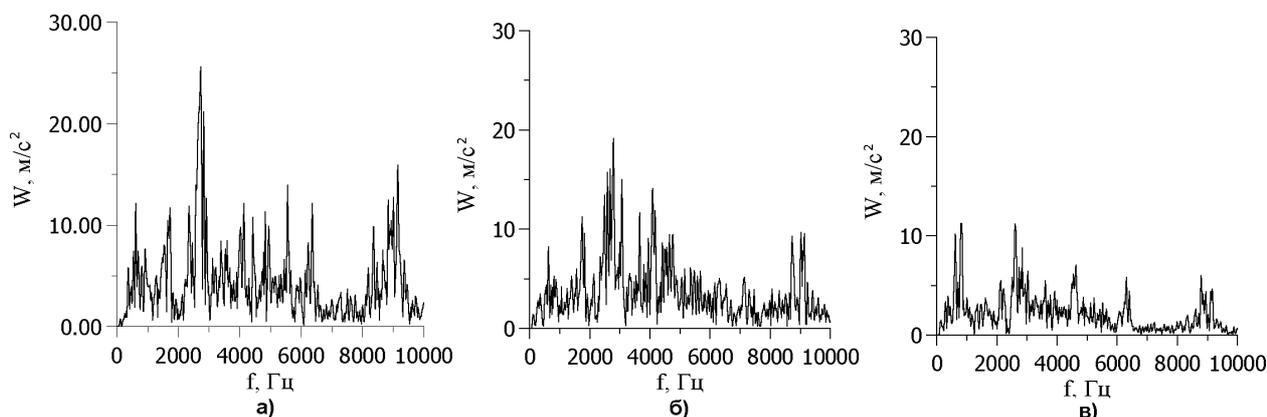


Рис.6. Изменение виброускорения на корпусе насоса по направлению 2 (рис. 1) при увеличении подачи воздуха: а) без подачи воздуха; б) подача воздуха 0,8 л/с; в) подача воздуха 1,3 л/с

при подаче 1,3 л/с – в 1,5...1,9 раз. Таким образом, снижение виброакустических характеристик, существенно большее погрешностей экспериментального их определения, имеет место при подаче воздуха более 0,8 л/с. Меньшие значения расхода воздуха не приводят к заметному изменению как динамических, так и статических параметров.

Для более детального анализа влияния подачи во всасывающую магистраль насоса нерастворённого воздуха исследовано изменение интенсивности компонент спектра различных частотных диапазонов. Особое внимание обращалось на частоты свыше 200 Гц, так как интенсивного влияния кавитационных явлений в полостях насоса на его виброакустические характеристики можно ожидать именно в этих областях.

Рассмотрим изменение интенсивности спектральных компонент измеренных виброакустических характеристик. Энергетически значимые составляющие пульсаций давления находятся в частотном диапазоне 200...1500

Гц и монотонно уменьшаются по амплитуде с увеличением подачи воздуха, что объясняется повышением податливости двухфазной рабочей жидкости. Как уже отмечалось, спектр виброускорения корпуса насоса характеризуется широкополосным шумом во всём исследованном диапазоне частот. С увеличением подачи воздуха происходит снижение уровня составляющих всего спектра. При этом указанное снижение шума в относительных величинах тем больше, чем выше его частотный диапазон. Это согласуется с тем фактом, что подача нерастворённого воздуха на вход насоса приводит к снижению кавитации и, как следствие, уменьшению кавитационного шума, наиболее интенсивное излучение которого происходит на частотах 2...4 кГц [6].

Таким образом, представленные в данной работе результаты экспериментальных исследований позволят в дальнейшем разработать инженерную методику виброакустической диагностики скрытой кавитации в

Таблица 2

| СКВ | Без подачи воздуха | | Подача воздуха, 0,8 л/с | | Подача воздуха, 1,3 л/с | |
|----------------------------------|-----------------------|------------|-------------------------|------------|-------------------------|------------|
| | абс. знач. | отн. знач. | абс. знач. | отн. знач. | абс. знач. | отн. знач. |
| Пульсации давления | 29200 Па | 1 | 24800 Па | 0,849 | 19400 Па | 0,664 |
| Виброускорение по направлению №1 | 64,3 м/с ² | 1 | 52,1 м/с ² | 0,810 | 37,7 м/с ² | 0,586 |
| Виброускорение по направлению №2 | 76,1 м/с ² | 1 | 64,4 м/с ² | 0,846 | 39,4 м/с ² | 0,518 |

гидромашинах путем подачи строго регламентированного количества воздуха. Существующие методы виброакустической диагностики кавитации основаны на анализе спектров пульсаций рабочей жидкости и вибрации конструкции. Преимущество предлагаемой методики перед известными виброакустическими способами заключается в большей однозначности оценки присутствия кавитации по причине существенной зависимости виброакустических характеристик агрегатов от конструктивных особенностей, типов насосов и других факторов.

Список литературы

1. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем. М.: Машиностроение, 1977. 352 с.
2. Прокофьев А. Б., Ивашин А. Ю., Крючков А. Н. Влияние скрытых кавитационных процессов на колебания элементов топливного насоса авиационного ГТД // Вестник СГАУ. Серия: Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Вып. 3, Ч. 2. Самара, СГАУ, 1999. С. 148-153.
3. Карелин В. Я. Износ лопастных гидравлических машин от кавитации и наносов. М.: Машиностроение, 1970. 184 с.
4. Карелин В. Я. Кавитационные явления в центробежных и осевых насосах. М.: Машиностроение, 1975. 336 с.
5. Чебаевский В. Ф., Петров В. И. Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов. М.: Машиностроение, 1973. 152 с.
6. Колесников А. Е. Шум и вибрация. Л.: Судостроение, 1988. 248 с.

RESEARCH OF INFLUENCING OF AIR DELIVERY IN A SUCTION PIPE LINE OF THE CENTRIFUGAL PUMP ON ITS VIBROACOUSTICAL RESPONSE

© 2002 A. A. Igolkin, A. N. Kruchkov, A. B. Prokofiev, E. V. Shakhmatov

Samara State Aerospace University

The influence of undissolved air fraction in suction pipeline of a centrifugal oil pump working under condition of a latent cavitation on its vibroacoustical characteristics is experimentally investigated in this paper. The quantitative relations of pressure oscillation at the outlet of the pump and also hull vibration of the pump from the undissolved air flow rate at the input are obtained. It is shown that the air flow rate at quantity 3% from the general consumption of working fluid allows to reduce pressure oscillations at the output pipe line in 1,5 times, vibration in 1,7...1,9 times without noticeable change of the static performance of the pump.

УДК 615.47

СИСТЕМА МОНИТОРИРОВАНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ РИТМА СЕРДЦА

© 2002 Л. И. Калакутский, В. Н. Конюхов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Для оценки функционального состояния человека предложены диагностические показатели, определяемые по результатам математического анализа хронотропной структуры сердечного ритма и основанные на оценке активности процессов регуляции в вегетативной нервной системе. Аппаратура системы изготовлена в виде отдельного блока, подключаемого к ПЭВМ через последовательный интерфейс. В качестве датчика физиологической информации используется фотоплетизмографический преобразователь периферических артериальных пульсаций. Разработанная система мониторинга позволяет вести оценку состояния человека в реальном масштабе времени в условиях действия помех физической и физиологической природы и может быть использована в научных исследованиях в области психофизиологии для оценки функционального состояния.

Современные методы оценки функционального состояния человека в научных исследованиях в области психофизиологии основываются на определении интегральных физиологических показателей организма. Подобные показатели позволяют в режиме реального времени комплексно оценить реакцию организма на действие возмущающих факторов среды. Существуют различные подходы к формированию интегральных показателей состояния организма человека, в частности, основанные на анализе активности процессов регуляции в вегетативной нервной системе.

Данные показатели могут быть определены по результатам математического анализа хронотропной структуры сердечного ритма, выявляющего вариабельность временных параметров ритма сердца относительно их средних значений. Изменение вариабельности отражает процессы активации отделов вегетативной нервной системы и позволяет судить о выраженности адаптационных реакций организма на воздействие факторов среды.

Использование для оценки состояния организма методик анализа параметров сердечного ритма обусловлено тем, что сердечно-сосудистая система, участвуя в формировании множества функциональных систем организма, оперативно реагирует на действие внешних и внутренних раздражителей. Кроме того, в практике известны способы точной регистрации временных параметров деятельности сердечно-сосудистой системы, в

частности, межсистолических интервалов – кардиоинтервалов (КИ) с помощью электрокардиографических, реографических, фотоплетизмографических и других методик.

Структура временного ряда КИ формируется под влиянием основных регуляторных процессов организма и содержит информацию об уровнях активности основных регуляторов и, как следствие, функциональном состоянии человека. Для количественной оценки функционального состояния предложен целый ряд показателей, характеризующих временной ряд КИ. В частности, в [1] исследовалась связь среднеарифметического значения длительностей КИ и коэффициента вариации КИ от скорости обработки информации оператором. Показано, что при увеличении скорости обработки до некоторого предела оба этих показателя уменьшаются. После достижения определенного значения и дальнейшего увеличения скорости обработки наблюдается рост обоих показателей. Причем среднеарифметическое значение достигает своего первоначального уровня в отличие от коэффициента вариации, что может говорить о различных физиологических механизмах, лежащих в основе формирования этих показателей.

В работе [2] использовались показатели изменчивости сердечного ритма для оценки эмоционально напряженной деятельности подростков. Установлено, что увеличение эмоциональной напряженности тесно связано с предложенными авторами показателями вариабельности ритма сердца.

Приведенные примеры показывают принципиальную возможность оценки функционального состояния человека путем анализа временных рядов КИ. При этом очевидно, что различные диагностические показатели, полученные путем математического анализа вариабельности ритма сердца, будут иметь различную информативность. Данные, приведенные в [1], показывают, например, что среднеарифметическое временного ряда КИ не отражает роста затрат организма после некоторого критического уровня скорости обработки информации оператором, а коэффициент вариации в определенной мере может служить индикатором функционального состояния человека.

Вариабельность сердечного ритма (ВСР) может быть оценена различными методами. Можно выделить три основные группы методов оценки ВСР: методы оценки во временной области, методы оценки в частотной области и методы оценки, основанные на использовании представлений нелинейной динамики и теории хаоса.

Методы оценки ВСР во временной области являются наиболее простыми. В этих методах в качестве исходных данных выбирают значения последовательно зарегистрированных длительностей КИ.

Полученный временной ряд КИ является исходным для формирования оценок ВСР.

Оценки во временной области ВСР по полученному ряду КИ могут быть построены с использованием статистических и геометрических методов.

Статистические показатели можно разделить на две группы:

- показатели, полученные при обработке прямых измерений мгновенных значений КИ;

- показатели, вычисленные на основе разницы между соседними значениями КИ.

Эти показатели могут вычисляться за все время наблюдения или за какие-то определенные промежутки в течение периода записи, что позволяет сравнивать ВСР для различных функциональных состояний.

Наиболее часто на практике используются следующие статистические показатели:

- среднее значение КИ;
- стандартное отклонение КИ - ($SDNN$);
- $SDANN$ - стандартное отклонение средних КИ, вычисленных за короткие промежутки времени (обычно пятиминутные), которое определяется как

$$SDANN = std(\{mRR(i)\}), \quad (1)$$

$$mRR(i) = \frac{\sum_{t=t_0}^{t_0+5\min} RR(t)}{N_{RR5}(i)}, \quad (2)$$

где RR - длительность КИ, std - стандартное отклонение, $N_{RR5}(i)$ - число КИ за i -ый пятиминутный период;

- $RMSSD$ - квадратный корень средних квадратов разницы между смежными КИ:

$$RMSSD = \sqrt{\sum_i [RR(i) - RR(i-1)]^2 - ave\{RR(i) - RR(i-1)\}}, \quad (3)$$

где ave означает усреднение по времени;

- $NN50$ - количество случаев, в которых разница между длительностью последовательных КИ превышает 50 мсек:

$$(4)$$

- $pNN50$ - пропорция интервалов между смежными КИ, превосходящих 50 мсек, к общему количеству КИ в записи

$$pNN50 = 100 \cdot \frac{\sum NN50}{N_{RR}}. \quad (5)$$

Геометрические методы основаны на преобразовании последовательности КИ интервалов в геометрическую структуру, такую как гистограмма, скатерограмма, распределение плотности длительностей КИ, распределение плотности разницы между смежными КИ и т. д.

Основными числовыми характеристиками, определяемыми по гистограмме, являются: мода (M_0) - наиболее часто встречаю-

щиеся значения КИ, которые соответствуют наиболее вероятному для данного периода времени уровню функционирования систем регуляции. В стационарном режиме M_0 мало отличается от математического ожидания. Их различие может быть мерой нестационарности и коррелирует с коэффициентом асимметрии; амплитуда моды (AM_0) - доля КИ, соответствующее значению моды; вариационный размах (ΔX) - разность между длительностью наибольшего и наименьшего КИ.

В качестве комплексных показателей, определяемых по гистограмме, наиболее часто используются:

- индекс напряженности Р. М. Баевского [3], который вычисляется по формуле

$$ИНБ = \frac{AM_0}{2 \cdot M_0 \cdot \Delta X}; \quad (6)$$

- триангулярный индекс.

Кроме перечисленных предложены другие комплексные показатели, обладающие рядом полезных свойств. Так в [4] предложены показатели активности симпатического (ИПАС) и парасимпатического (ИПАП) отделов ВНС.

ИПАС вычисляется как отношение амплитуды моды, умноженной на четыре, к вариационному размаху, вычисленному на уровне 20% от амплитуды моды:

$$ИПАС = \frac{4 \cdot AM_0}{\Delta_{20\%} X}. \quad (7)$$

Данный показатель схож по смыслу с ИНБ, но отличается большей помехоустойчивостью, так как влияние аномальных КИ, вызванных ошибками измерений, значительно уменьшено за счет введения порога определения вариационного размаха. Кроме того, вычисление ИПАС не требует в отличие от триангулярного индекса реконструкции по гистограмме плотности распределения КИ.

Вычисление ИПАП производится посредством суммирования модулей разностей значений i -го разряда исходной и преобразованной гистограмм. Преобразование гистограммы происходит следующим образом. Раз-

ряды исходной гистограммы, находящиеся слева от моды, располагаются в преобразованной гистограмме по убыванию влево от моды, т. е. разряд, занимаемый максимальным после моды значением, будет $i - 1$. Аналогично преобразуется часть исходной гистограммы справа от моды.

ИПАП в большей степени зависит от активности парасимпатического отдела ВНС, чем от симпатического, что позволяет путем совместной оценки ИПАС и ИПАП расширить круг диагностируемых функциональных состояний. Например, при одновременном усилении активности симпатического и парасимпатического отделов ИПАС может не измениться, в то время как ИПАП претерпит изменения.

Главное преимущество геометрических методов заключается в их относительной нечувствительности к аналитическому качеству ряда КИ [5].

При анализе ВСР в частотной области в основном используются различные спектральные методы [6]. Анализ спектральной плотности мощности дает информацию о распределении мощности в зависимости от частоты колебаний. В спектре, полученном при анализе коротких записей (от 2 до 5 минут), различают три главных спектральных компонента: очень низких частот (ОНЧ или VLF), низких частот (НЧ или LF) и высоких частот (ВЧ или HF). Распределение мощности в данных областях сопоставляется с выраженностью состояния. Для проведения достоверной спектральной оценки анализируемый сигнал должен удовлетворять некоторым требованиям, любое отклонение от которых может привести к получению невоспроизводимых и плохо объяснимых результатов. Необходимо, например, правильно выбирать частоту дискретизации исходного физиологического сигнала (электрокардиограммы, фотоплетизмограммы и т. д.).

Кроме того, на результаты спектрального анализа могут влиять алгоритмы обработки сигнала такие, например, как алгоритмы устранения дрейфа нулевого уровня, фильтрации и т. д. Экстрасистолы и другие аритмии, дефекты записи, ее зашумленность могут вносить существенные изменения в оцен-

ку спектральной плотности мощности вариабельности сердечного ритма.

В последние два десятилетия развитие методов анализа нелинейных систем сопровождалось попытками приложения этих методов к анализу реальных систем, в том числе к анализу ВСР. Предполагалось, что анализ ВСР, базирующийся на методах нелинейной динамики, может предоставить важную информацию для физиологической интерпретации вариабельности и оценки функционального состояния. Параметры, которые применялись для описания нелинейных свойств вариабельности, включают масштабирование спектра Фурье на $1/f$ [7], кластерный спектральный анализ. Для представления результатов использовались: сечение Пуанкаре, графики аттрактора на малом числе измерений, сингулярное разложение и аттракторные траектории. Для количественного описания применялись корреляционные размерности, максимальная экспонента Ляпунова и энтропия Колмогорова [7].

Хотя в принципе эти методы показали себя мощными средствами исследования различных комплексных систем, с их помощью не удалось получить существенных результатов при обработке биологических и медицинских данных, в том числе при анализе ВСР.

Выбор диагностических показателей, адекватно отражающих функциональное состояние для различных видов деятельности, следует проводить с учетом возможности технической реализации алгоритмов вычисления. Причем выбранные показатели должны вычисляться в реальном масштабе времени и обладать достаточной помехоустойчивостью при действии помех физической и физиологической природы.

Проведенный анализ существующих методов оценки ВСР показал, что при значительном увеличении сложности методы анализа в частотной области и нелинейные методы не дают существенного выигрыша в достоверности по сравнению с методами во временной области. В связи с этим для исследования психофизиологического статуса человека целесообразно использовать систему диагностических показателей, включаю-

щих в себя интегральный показатель активности симпатического отдела вегетативной нервной системы (ИПАС) и интегральный показатель активности парасимпатического отдела вегетативной нервной системы (ИПАП).

С учетом проведенного анализа диагностических показателей и технических требований, предъявляемых к системам мониторинга физиологических параметров организма, были разработаны структурная и принципиальная схемы аппаратной части системы, программное обеспечение, изготовлены экспериментальный и опытный образцы.

Аппаратура системы изготовлена в виде отдельного блока, подключаемого к ПЭВМ через последовательный интерфейс RS-232 (COM порт) и имеющего независимое питание. Устройство (рис. 1) включает в себя следующие основные блоки: фотоплетизмографический датчик (VD1, VD2), усилитель сигнала датчика (A1), задающий кварцевый генератор на логических элементах (G), синхронный детектор на аналоговом компараторе (MUX), усилитель протектированного сигнала (A2), полосовой фильтр, дифференцирующий усилитель–ограничитель, триггер Шмидта (TS), микроконтроллер со встроенной флеш-памятью (CPU), АЦП, преобразователь уровней логических сигналов последовательного порта (ПУ) и блок питания.

Устройство функционирует следующим образом. При включении питания происходит сброс микроконтроллера. Затем микроконтроллер начинает выполнять программу, записанную во встроенной флеш-памяти. Сначала обнуляется внутренняя оперативная память. Затем запускаются внутренние таймеры-счетчики микроконтроллера. Один из них синхронизирует работу последовательного порта, задавая скорость обмена 9600 бод, другой обеспечивает тактирование АЦП и измерение длительности КИ. Далее микроконтроллер переводится в «спящий режим» с низким энергопотреблением и выходит из него только при поступлении команды с ПЭВМ. На этом инициализация завершена.

При команде «включить измерение КИ» микроконтроллер разрешает работу генера-

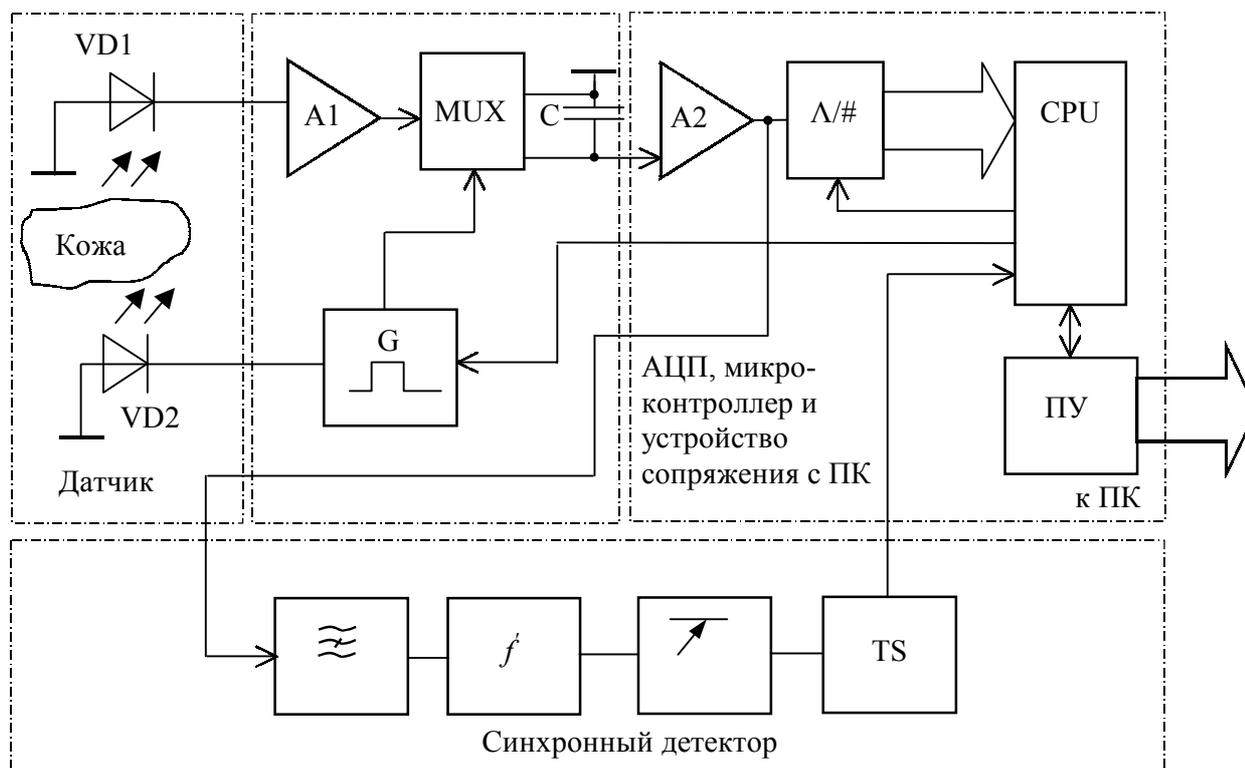


Рис. 1. Функциональная схема аппаратуры

тора и прерывания от детектора КИ. Последовательность импульсов с генератора поступает через транзисторный ключ на датчик, зажигая светодиод. Отраженный от объекта свет попадает на фотодиод. Сигнал с фотодиода усиливается (A1) и поступает на аналоговый компаратор (MUX), переключение которого осуществляется той же импульсной последовательностью через двоичный счетчик синхронно с генерируемыми импульсами. Таким образом, на выходе компаратора выделяется сигнал, пропорциональный изменению отраженного от объекта света. Этот сигнал поступает на вход усилителя напряжения, выполненного на трех операционных усилителях (A2). Потом осуществляется его фильтрация полосовым фильтром, настроенным на частоту 6-7 Гц.

В результате фильтрации увеличивается крутизна фронта пульсовой волны. Дифференцирующий усилитель-ограничитель формирует короткие импульсы по фронту пульсовой волны. Эти импульсы подаются на триггер Шмидта, который формирует прерывание микроконтроллера. По этому прерыванию останавливается таймер и фиксируется его значение. Полученные данные передают-

ся через последовательный порт микроконтроллера. Сначала передается стробирующий байт, по которому программное обеспечение начинает прием информации, затем передаются 2 байта, содержащие информацию о длительности КИ. С выхода последовательного порта микроконтроллера сигналы, проходя через преобразователь уровней, подаются на последовательный порт компьютера. После завершения передачи микроконтроллер обнуляет таймер и снова ожидает прихода прерывания от детектора КИ. В случае прихода по последовательному интерфейсу от ПЭВМ команды выключения активного режима микроконтроллер запрещает прерывания от детектора КИ, возвращается в режим с низким энергопотреблением и запрещает работу генератора.

В режиме ввода фотоплетизмограммы прерывания от детектора запрещены, однако разрешены прерывания от АЦП. Таймер-счетчик теперь используется для формирования импульсной последовательности с частотой следования 250 Гц. Эти импульсы тактируют АЦП. Так же, как и в режиме измерения, запускается задающий генератор синхронного детектора. Сигнал на АЦП поступа-

ет сразу после второго усилителя, минуя детектор КИ. Таким образом, на АЦП поступает сигнал датчика. АЦП преобразует аналоговый сигнал в 8-разрядный цифровой код в течение 30 микросекунд. Сразу же формируется сигнал готовности данных, который управляет вторым прерыванием микроконтроллера. По получению этого прерывания микроконтроллер считывает байт данных с АЦП и передает его по последовательному интерфейсу. Выбранная скорость работы последовательного интерфейса и частота дискретизации АЦП позволяют обрабатывать сигнал средствами программного обеспечения на ПЭВМ в реальном масштабе времени. Следует отметить, что отключение задающего генератора в дежурном режиме увеличивает срок службы датчика, так как излучающий светодиод в датчике также отключается.

Разработанные алгоритмы программного обеспечения включают в себя фильтрацию данных, определение параметров выборки гистограммы, расчет диагностических показателей, графическое отображение результатов, формирование базы данных.

При наложении датчика на тело пациента, а также во время проведения исследования возможны помехи, обусловленные различными причинами, например, неудачным выбором области крепления датчика. Для выделения сигнала на фоне различных помех применяется алгоритм фильтрации с двумя режимами: полной и частичной.

При отключенной опции «Фильтрация» действует только первичная медианная и пороговая фильтрация.

Медианный фильтр обеспечивает отображение достоверного значения длительности КИ и является начальным критерием рекурсивной фильтрации. Медианная фильтрация осуществляется по семи отсчетам.

Пороговая фильтрация основана на следующих предположениях:

- значение частоты сердечных сокращений не превышает 300 уд/мин, что соответствует длительности КИ 200 мс;

- при анализе сердечного ритма в операторской деятельности минимальное значение ЧСС не опускается ниже 30 уд/мин, что соответствует длительности КИ 2 с.

Рекурсивная фильтрация основывается на выборе приоритета одного из двух массивов семи отсчетов, принцип формирования которых сводится к сопоставлению длительности текущего пульсового интервала с медианой «включенного» массива.

Такой вид фильтрации предусматривает работу системы в случае быстрого изменения частоты сердечных сокращений, обусловленного воздействием внешних раздражителей или назначением пробы, а также фильтрацию помех, обусловленных артефактами движений.

Система предусматривает следующие режимы просмотра данных:

- ритмограмма;
- гистограмма;
- показатели активности вегетативной нервной системы ИПАС и ИПАП («СИМ» и «ПАР»);
- индекс Р. М. Баевского.

Для всех четырех режимов отображается значение длительности текущего отсчета, номер текущего отсчета; отображение параметров гистограммы - моды, амплитуды моды, разброса, минимального и максимального значений длительности КИ - осуществляется с N -го отсчета со сдвигом на n отсчет. Параметры выборки (N - объем и n - шаг) устанавливаются через соответствующий пункт меню перед началом исследования (по умолчанию $N = 100$, $n = 1$).

Во время процедуры измерений возможна установка следующих параметров:

- отображения ЧСС соответственно текущему значению КИ или усреднение этого параметра по пяти предыдущим значениям;
- установка фиксированного масштаба по вертикальной оси или разрешение автоматического выбора масштаба;
- установка метки путем нажатия соответствующей кнопки.

Графическое представление режима отображения диагностических показателей представлено на рисунке 2.

Проведенный анализ диагностических показателей variability ритма сердца с точки зрения их эффективности при оценке функционального состояния позволил выбрать набор интегральных показателей, позво-



Рис. 2. Режим «Тренды показателей активности вегетативной нервной системы СИМ и ПАР»

ляющих в режиме реального времени проводить оценку психофизиологического статуса человека.

Построение системы мониторингования на базе типового персонального компьютера дало возможность существенно снизить затраты на аппаратную часть, а также значительно расширить область применения системы за счет возможности относительно простой адаптации программного обеспечения под конкретные задачи исследования.

Список литературы

1. Макаренко Н. В. Психофизиологические функции человека и операторский труд. Киев: Наукова думка. 1991. 216 с.
2. Коган А. Б., Владимирский Б. М. Функциональное состояние человека-оператора: Оценка и прогноз. Л.: Наука. 1988. 212 с.
3. Баевский Р. М., Кирилов О. И., Клец-

кин С. В. Математический анализ изменений сердечного ритма при стрессе. М.: Наука. 1984. 219 с.

4. А.С. 1731164 СССР, МКИ А61В5/02. Способ диагностики активности парасимпатического отдела вегетативной нервной системы. Э. С. Манелис, Л. И. Калакутский. Заявл. 12.09.89. Опубл. 30.05.92. ОИТЗ. 1992. № 17.

5. Калакутский Л. И., Конюхов В. Н., Молчков Е. В. Аппаратно-программные средства анализа ритма сердца // Проблемы информатики. Всесоюз. НТК. Москва, 1991. С. 112, 113.

6. Kay SM, Marple, SL. Spectrum analysis: A modern perspective Proc IEEE 1981; 69: P. 1380-1419.

7. Furlan R., Guzzetti S., Crivellaro W. et al. Continuous 24-hour assessment of the neural regulation of systemic arterial pressure and RR variabilities in ambulant subjects. Circulation 1990; 81: P. 537-47.

MONITORING SYSTEM OF HEART RATE INDECES

© 2002 L. I. Kalakoutski, V. N. Konukhov

Samara State Aerospace University

Diagnostic indeces were suggested for estimation of human state. These indeces hare based on heart rate variability analysis and its reflect of vegetative nerves system activity. Monitoring system for proposed indeciones computation in real time was developed. It consists of measuring block which is connected to personal computer in RS232C standard and optical sensor for distal pulse registration. The developed system may be used in psychophysiology and scientific investigation for human state estimate.

ТЕНЗОРНАЯ МЕТОДОЛОГИЯ В ТЕОРИИ ПРЕДСТАВЛЕНИЙ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

© 2002 А. Н. Коптев, Г. И. Коротнев

Самарский государственный аэрокосмический университет

В статье в рамках единого универсального языка - языка геометрии и тензорной методологии Г. Крона - предложена методология представления организационно-технических систем (ОТС). Переход от организационно-технической проблемы к геометрической интерпретации осуществлен введением гипотетического пространства структуры, системы координат, а также геометрических эквивалентов организационным понятиям и процессам. Математическая формулировка задач и целей обеспечивается основной гипотезой. Отождествление математических формул с ОТС и технологическими процессами осуществлено с помощью системы аксиом.

Для выработки единой точки зрения, охватывающей широкую область интересов специалиста по организации сложных производственных систем, предлагается новый аналитический аппарат.

Одна из отличительных сторон данной работы состоит в изложении сути системного подхода к организации производственной системы с единой точки зрения. С этой позиции в статье анализируются понятия, лежащие в основе излагаемой концепции системного подхода, и вводится аналитический аппарат, используемый при установлении общей точки зрения на все разнообразие организационных структур.

Концепция системного подхода имеет, прежде всего, формально-аксиоматическую направленность, ориентированную на такую формулировку основных понятий и закономерностей этого подхода, которая допускала бы максимально ясную интерпретацию и, следовательно, могла быть средством не только описания и осмысления природы реально существующих производственных систем, но и их синтеза, их реализации в виде моделей. Для решения возникающих при этом проблем в работе объединяются с помощью тензорных методов понятия, заимствованные из различных разделов теории организационно-технических структур (ОТС).

Совокупность результатов, полученных в процессе системного анализа ОТС, позволяет сформулировать основу концепции организации производственных систем, суть которой состоит в том, что фиксированная система или компоненты этой системы (техно-

логические ячейки, линии, производственные участки, цеха и т. д.) представляют совокупность относительно константных отношений между частями целого, каждой из которых присуща частная функция, а технологический процесс изготовления объектов производства есть процесс формирования целостного объекта, характеризуемого общей функцией.

В основу предлагаемого подхода, отвечающего на вопросы, поставленные практикой, и снимающего объективные организационно-технические и математические трудности, положены геометрическое представление организационно-технических проблем производства и тензорная методология, сформированная на базе работ Г. Крона (понятие тензора преобразования, групповое свойство, инвариантность) [1]. Переход от организационно-технической проблемы к геометрической интерпретации осуществляется введением гипотетического пространства, системы координат, а также точных геометрических эквивалентов организационных понятий и процессов.

Система введения и использования этих понятий образует основу изучения ОТС, представляемых сетями, включающими множество компонент этих систем.

Математическая формулировка задач и целей обеспечивается основной гипотезой: любой производственный процесс есть процесс преобразования исходных материалов в организационно-техническом пространстве, заданном конкретной задачей, который может быть представлен тензорным уравнени-

ем преобразования, описывающим изменения не только систем координат, но и пространства-структуры, в которое вложены системы координат.

Основные идеи в теории представлений ОТС определены следующим образом. Все многообразие производственных объектов рассматривается, с одной стороны, как сложные геометрические фигуры (пространственная структура ОТС), а с другой, как набор компонентов (стенды, стапели, обрабатывающие центры и т. п.).

Введем основные понятия опорного и свободного пространства компонента. Каждому компоненту k соответствует определенная характеристика $n(k)$, выражаемая неотрицательным целым числом. Физическая интерпретация этого числа - это максимальное число узлов, связывающих данный компонент с другими, входящими в объект, которые образуют сеть ОТС.

1. Для характеристики сети введен термин “количественная сложность” сети Δ , через который определим состав реальной сети производственной системы:

$$\Delta = \{a_1, a_2, \dots, a_n\}, \quad (1)$$

где правая часть представляет собой некоторое множество, не имеющее структуры.

2. Структура сети ОТС определяется множеством соединений, которое ограничивается лишь допустимыми соединениями σ . Тогда сеть компонент ОТС образуется применением σ -операций, под которыми понимается наложение на совокупности узлов компонент, образующих свободное пространство, геометрических конфигураций – структуры связей β , называемых цепями. При этом в свободном пространстве $\beta \in \sigma$ - пустые, что позволяет ввести перечисление состава компонент ОТС.

3. Для полного описания состава и структуры компонента или ОТС определим следующий математический формализм. Все пространство в целом - континуальное множество точек N . Носителем физических свойств этого пространства служит дискретное подмножество M , каждая точка которого является не только геометрической, но и вещественной:

$$N = S_q \cup M_q; S_q \cap M_q = \emptyset; q = 1, 2, 3, \quad (2)$$

где S_q - подмножество, дополнительное к M_q .

Индекс q имеет следующий смысл. Описание всего пространства через подпространства S_i и M_i оказывается только необходимым, но недостаточным, т. к. связность подпространства S_i нарушается тем, что дополняется подпространством M_i . Число подпространств, необходимых для полного описания пространства объекта или ОТС, определяется одним критерием: в конкретных задачах производства последнее из них ($S_q \cup M_q$) должно описывать все соединения компонент, т.е. отражать сетевую структуру объекта или системы. Введем топологические эквиваленты физических понятий: компонент - нульмерный симплекс $[\alpha_0]$; связь - одномерный симплекс $[\alpha_0, \alpha_1]$; технологическая цепь - формально составленная сумма ориентированных одномерных симплексов

$$C^1 = a_1 S_1^1 + a_2 S_2^1 + \dots + a_\alpha S_\alpha^1, \quad (3)$$

где $S_1^1, S_2^1, \dots, S_\alpha^1$ - одномерные ориентированные симплексы; $a_1, a_2, \dots, a_\alpha$ - целые числа.

Границы одномерного симплекса $S = \alpha_0, \alpha_1$ - связи и C^1 - технологической цепи определяются соответственно формулами:

$$\partial S = \alpha_1 - \alpha_0, \quad (4)$$

$$\partial C^1 = \sum_{i=1}^{\alpha} a_i \partial S_i^1. \quad (5)$$

Любой компонент или ОТС как множество всех цепей в топологических эквивалентах определяется формулой

$$C^i(K) = \left\{ \sum_{k=1}^{\alpha} a_k S_k^1 \right\}. \quad (6)$$

4. Для использования тензорной методологии и индексных обозначений в предлагаемой концепции при представлении обобщенных компонент ОТС используется символ Кронекера δ_{ik} , который вводит обобщенный компонент.

5. Различные типы преобразований (преобразования соединения в сети, потоков в сети), встречающиеся при производстве изделий, формализованы введением матри-

цы преобразований C_α^α . Тогда преобразования соединения будут выражаться формулой

$$M_A = CM'_A, \quad (7)$$

где M_A - конкретный объект; M'_A - обобщенный объект, описываемый через символ Кронекера; $C = C_\alpha^\alpha$ - тензор соединения или преобразования сети и потоков, описываемых формулой

$$I = C_m^m I', \quad (8)$$

где I' - вектор потока в обобщенном компоненте, I - вектор потока в конкретном компоненте; C_m^m - матрица преобразования, показывающая соединение компонент ОТС.

Совокупность матриц преобразования представляет систему преобразования компонента

$$M = (C_1^1, C_2^2, \dots, C_n^n) \delta_{ik}. \quad (9)$$

6. В предлагаемом подходе отождествление математических формул с реальностью осуществляется с помощью системы аксиом, составляющих основу прикладной математической теории представлений компонент и ОТС в целом, а также процессов.

Система аксиом разбита на три группы и используется для определения триединства "пространство-преобразования-компоненты".

Первая группа аксиом - единство трех структур на базе общей цепи, состоящей из отдельных звеньев, обращает любой рассматриваемый производственный объект ОТС в геометрический комплекс K , который определяется, в зависимости от этого объекта, одной или несколькими формально составленными суммами ориентированных симплексов.

Вторая группа аксиом служит для формализации структур связности, где каждый элемент объекта или ОТС рассматривается как точка, представляющая собой чаще всего узел связей в структуре.

Третья группа описывает полную структуру связей, в которой учитываются все свойства этих связей.

Процесс создания изделий производства в ОТС или технологический процесс математически представляются n -мерной мат-

рицей, тензором преобразования C_i и формулой преобразования (уравнениями 7, 8) и описываются абстрактными операциями (сложение, умножение), которым дается определенная физическая и геометрическая интерпретация последовательности операций, производимых над изделием или в процессе выполнения технологических действий.

7. Понятия матриц преобразования C_i каждого этапа изменения структуры компонента ОТС или технологического процесса изготовления изделий производства, представлены результирующей матрицей

$C = \sum_{i=1}^n C_i$ на базе аддитивного языка и теории групп, положенных в основу формализации технологических действий над компонентами или ОТС в целом.

8. При формализации структур ОТС или ее компонент рассматриваются два фундаментальных компонента: простой компонент - объект в ОТС и особый компонент сети ОТС - технологическая связь. Множество всех простых компонент состоит из непересекающихся классов простых компонент A^β , $A^\beta \subset A$, где β - общий индекс, индекс класса простых компонент $A = \bigcup_\beta A^\beta$, A^β - непересекающиеся классы. Тогда производственная единица (производственный участок, обрабатывающий центр, рабочее место и т.п.) есть компонент ОТС, обладающий набором реальных элементов:

$$A = \{A_1, A_2, \dots, A_n\}, \quad (10)$$

где A_i ($i = 1, n$) - реальные элементы компоненты ОТС.

Простые компоненты и технологические связи характерны для всего множества производственных структур. Поэтому можно построить уравнение единицы структуры или ОТС на базе этих фундаментальных компонент и введенной геометризации проблем теории представлений, т. е. возможностью замены реальных компонентов их геометрическими эквивалентами, например, компонент (связь) - одномерным пространством, ограниченным точками, с помощью которых они включаются в сеть. Технологическая сеть реального компонента или ОТС в общем слу-

чае - сложное пространство-структура, которое может быть представлено через компанд-тензор [1], т. е. тензор, представляющий компонент или ОТС, состоящий из тензоров, описывающих относительно законченные образования (участок, стенд и т. п.). Компанд-тензор лежит в основе концепций компанд-сети, где каждый компонент, представленный одним символом, - сложная сеть [2, 3].

Введенное сложное пространство-структура, состоящее из различных видов подпространств-структур, комбинаторная топология и тензорная методология рассматриваются как набор взаимно и однозначно самосогласованных математических формализмов, предназначенных для решения уравнений, определяющих связь между подпространствами-структурами-преобразованиями и компонентами. В качестве фундаментального уравнения используется зависимость между сильными компонентами сети (графа)

$G = (A^0, F)$ объекта или ОТС, представляемыми порожденными подграфами $G' = A^0 - R(a_k^0) \cap Q(a_k^0)$, где A^0 - множество точек, F - отображение множества A^0 в A^0 , $R(a_k^0)$ - достижимые множества точек A^0 , $a_k^0 \in A^0$, $Q(a_k^0)$ - контрадостижимое множество, и конечными ориентированными простыми цепями $C_v = \sum_{v=1}^{\gamma} m_v a_v^i$, которые представляют систему координат:

$$\cup \left\{ A^0 - R(a_k^0) \cap Q(a_k^0) = \sum_{v=1}^{\gamma} m_v a_v^0 \right. \quad (11)$$

TENSORIAL METHODOLOGY OF REPRESENTATION IN THE THEORY OF ORGANIZATIONAL-TECHNICAL SYSTEMS

© 2002 A. N. Koptev, G. I. Korotnev

Samara State Aerospace University

In the article we suggest a method for the representation of organizational-technical systems (OTS) in range of complete and universal language - language of geometry and tensor G.Kron methodology. Transition from an organizational-technical problem to geometrical interpretation is realized by the introduction of structure hypothetical space, coordinate system and geometric equivalent of organizational concepts and processes. The main hypothesis provides mathematical statement of tasks and purposes. Identification between mathematical formulas and OTS and technological processes implements by axioms system.

Предложенная зависимость, рассмотренная в разных подпространствах-структурах, введенных выше для представления структур производственных объектов и ОТС в целом, формирует систему уравнений

$$\cup \left\{ A^{0(q)} - R(a_k^{0(q)}) \cap Q(a_k^{0(q)}) = \sum_{v=1}^{\gamma} m_v a_v^{0(q)} \right. \quad (12)$$

где q - индекс данного подпространства-структуры.

9. При использовании введенных пространств-структур $S_q \cup M_q$ в каждом из них объект или система проявляется через некоторую структуру, определяемую технологическими компонентами с различной степенью детализации их представления в зависимости от поставленной задачи анализа или синтеза.

Тензорная методология дает возможность как объединенного исследования структур компонентов и процессов в ОТС, так и использования тензоров в технологии анализа и синтеза для моделирования сложных систем, таких как производственная система, технологический процесс производства и т. п.

Список литературы

1. Крон Г. Тензорный анализ сетей. Пер. с англ./ Под ред. Л. Т. Кузина, П. Г. Кузнецова. М.: Сов. радио, 1978. 720 с.
2. Кузин Л. Т., Кузнецов П. Г., Петров А. Б. Тензорный анализ сетей Г. Крона и его роль в проектировании систем. В кн.: Г. Крон. Тензорный анализ сетей. М.: Сов. радио, 1978. С. 691-698.
3. Петров А. Е. Тензорная методология в теории систем. М.: "Радио и связь". 1985. 151 с.

РЕМОНТНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ ДИСКОВ ТУРБИН С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕРМОПЛАСТИЧЕСКОГО УПРОЧНЕНИЯ

© 2002 Б. А. Кравченко, М. А. Вишняков

Самарский государственный технический университет

В статье предлагается ремонтная технология восстановления дисков турбин, отработавших свой ресурс. Установлена важная роль термического упрочнения в повышении усталостных характеристик замкового соединения лопатки и диска турбины.

Исследования и практический опыт свидетельствуют о том, что большинство деталей газоперекачивающих агрегатов в процессе эксплуатации подвержены воздействию циклически изменяющихся нагрузок. В связи с этим большая часть повреждений связана с возникновением и развитием усталостных трещин, которые создают в дальнейшем предпосылки для хрупкого разрушения [1, 2, 3]. Известно, что для наибольшего использования прочности материала необходимо создать такое его состояние, которое обеспечивало бы максимальную задержку дислокаций и минимальный их выход на поверхность [4, 5]. При деформировании способы задержки дислокаций можно разделить на две группы:

- создание внешних дислокационных барьеров (упрочненные поверхностные слои, окисные пленки, покрытия и др.);

- создание внутренних дислокационных барьеров (границы зерен, двойники, границы раздела фаз и др.).

Диски турбины газоперекачивающих агрегатов являются одними из наиболее нагруженных деталей. Соединение рабочих лопаток с диском «елочного» паза - весьма напряженное и ответственное место в конструкции газовой турбины. Соединение передает на диск все нагрузки, действующие на лопатку. Наиболее существенными среди них являются центробежные и газодинамические силы, которые вызывают напряжения смятия, среза и изгиба. Практика длительной эксплуатации газотурбинных установок типа ГТК-10 показала, что наиболее слабым элементом «елочного» паза является его верхняя

впадина. Трещина, как результат потери прочности материала, появляется всегда на торце «елочного» паза со стороны входа газового потока и распространяется вдоль впадины.

На практике не всегда имеется возможность замены дефектного диска на новый. Поэтому одной из основных причин, вызывающих необходимость создания ремонтной технологии, является экономическая. Соответствующие расчеты показывают, что стоимость затрат на ремонт диска значительно меньше стоимости нового диска. В этой связи создание ремонтной технологии является важной технико-экономической задачей.

Технология ремонта пазов диска турбины представляет собой совокупность операций, предназначенных устранить механическим путем имеющиеся после 60-80 тыс. часов работы усталостные трещины в верхней впадине выступа, а также восстановить усталостную прочность всего диска.

В настоящее время в производстве делается попытка ликвидации трещины с помощью ее заварки. Такая технология ремонта имеет два серьезных недостатка: сварка, во-первых, создает в области нагрева поле достаточно больших по величине остаточных напряжений растяжения, удалить которые полностью практически невозможно, а, во-вторых, в процессе нагрева происходят негативные структурные и фазовые превращения, уменьшающие механические характеристики материала диска. Указанные явления отрицательно сказываются на долговечности работы всего ремонтного диска.

С целью устранения этих недостатков на заключительной стадии ремонтной техно-

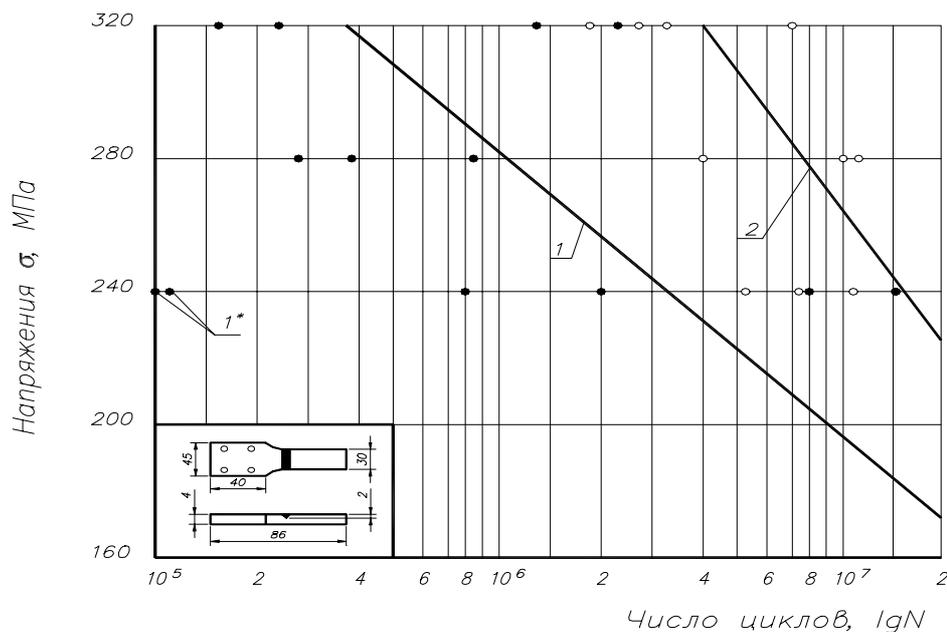


Рис. 1. Усталостная прочность плоских образцов, обработанных по вариантам 1, 1* и 2

логии необходимо предусмотреть применение одного из технологических методов упрочняющей обработки, а именно, термопластического упрочнения (ТПУ). Использование данного метода позволит подавить наведенные при сварке негативные растягивающие напряжения, восстановить первоначальную равновесную структуру материала и создать новое напряженно-деформированное состояние, благоприятное с точки зрения работоспособности диска.

В результате термопластического упрочнения, когда в поверхностном слое детали сформируются остаточные напряжения сжатия, создастся силовая ситуация, при которой затруднится свободный выход дислокаций на поверхность. При этом, чем больше глубина пластической деформации, тем на большем расстоянии от поверхности начнут они тормозиться, и, следовательно, возрастет время до появления и распространения возможной усталостной трещины.

С целью выявления причин разрушения, а следовательно, условий проведения испытаний образцов были проведены исследования фрагмента замковой части диска. Анализ проводился по участку раскрытой трещины длиной 8 мм, прилегающему к тор-

цовой поверхности элемента. Установлено, что поверхность излома сглаженная, без следов пластической деформации. Фронт распространения трещины имеет эллиптическую форму, что характерно для усталостного разрушения. Очаг разрушения расположен во впадине первого зуба замковой части диска вблизи входного торца. Микроисследования, проведенные на микроскопе «Neophot 22», показали, что разрушение распространяется по телу первичного аустенитного зерна, что также подтверждает усталостный характер разрушения.

В этой связи для определения эффективности применения процесса термопластического упрочнения с целью предотвращения и устранения названного выше дефекта были проведены усталостные испытания на двух партиях образцов, специально обработанных по следующим вариантам:

- 1 - отжиг (после механической обработки) + испытание для получения усталостной трещины (трещина) + заварка трещины (заварка) + отжиг;
- 2 - отжиг + трещина + заварка + отжиг + ТПУ.

Нагрев при отжиге осуществлялся до температуры 700°С, выдержке при указанной температуре в течение 4 часов и охлаж-

дении с печью. Образцы после отжига были подвергнуты усталостным нагрузкам для получения соответствующих трещин. Продолжительность воздействия нагрузок выбиралась из условия получения трещины по глубине, равной половине толщины образца. После этого место образования трещины разделялось таким образом, чтобы полностью устранить ее следы. Затем производилась заварка полученной впадины с последующей слесарной зачисткой выступающих частей сварного шва (рис. 1). Для снятия сварочных остаточных напряжений образцы обеих партий после сварки подвергались отжигу. Вторая партия образцов была термоупрочнена на режиме: $700^{\circ}C$, $P = 480 - 500 \text{ кПа}$, $\tau = 13 \text{ мин}$. Учитывая, что нагрев и охлаждение при термопластическом упрочнении осуществляются со стороны входного торца выступа паза, важным обстоятельством является равномерный прогрев паза диска на необходимую глубину при соответствующей эффективности охлаждения. Для соблюдения этого условия были определены и обеспечены соответствующие расстояния от торцов горелки и спрейера до детали. С целью воспроизведения реальных условий термоупрочнения пазов диска турбины была выбрана схема ТПУ, обеспечивающая одностороннее охлаждение при упрочнении усталостных образцов.

Испытания проходили при колебании образца по основному тону при частоте $f = 900 - 1000 \text{ Гц}$. На рис. 1 показаны изменения предела ограниченной выносливости образцов, обработанных по первому и второму вариантам. Из графиков видно, что выносливость образцов, подвергнутых термоупрочнению после сварки, составляет $\sigma_{-1,2,10^7} = 226 \text{ МПа}$, что на 29,4% больше, чем у неупрочненных образцов ($\sigma_{-1,2,10^7} = 174 \text{ МПа}$). Основной причиной этого увеличения выносливости можно считать наведение остаточных напряжений сжатия, которые не только устраняют растягивающие остаточные напряжения, образовавшиеся после сварки, но и создают соответствующее поле благоприятных напряжений.

В состав ремонтной технологии среди прочих входят следующие операции:

- удаление механическим путем той части выступа, в котором имеется трещина;
- заварка выбранной части выступа;
- слесарная доработка паза.

С целью выявления влияния тщательности удаления на выступе паза трещины, появившейся в процессе эксплуатации, среди образцов первой партии (отжиг + трещина + заварка) были изготовлены такие, в которых оставались следы указанной трещины (вариант 1*). Усталостные испытания позволили выявить следующую закономерность. Образцы, в которых заваренная эксплуатационная трещина не была до конца выбрана механическим путем, показали значительно более низкую долговечность по сравнению с теми образцами, где следов такой трещины не осталось. Таким образом, процесс заварки выбранной в результате механической обработки части выступа паза играет также существенную роль в восстановлении целостности выступа и продлении работоспособности диска в целом.

Таким образом, рекомендуемая технология ремонта пазов и восстановления работоспособности диска турбины состоит в следующем:

- удаление части выступа с трещиной (выборка металла),
- заварка выборки металла,
- слесарная доработка паза с целью восстановления замкового соединения диска и лопатки соответствующей ступени,
- местный отжиг заваренной части выступа с целью снятия сварочных напряжений,
- термопластическое упрочнение паза диска.

Список литературы

1. Биргер И. А. Стержни, пластинки, оболочки. М.: Физматлит, 1992. 392 с.
2. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 216 с.
3. Термопрочность деталей машин / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, И. В. Демьянушко и др.; Под ред. И. А. Биргера и Б. Ф. Шорра. М.: Машиностроение, 1975. 455 с.

4. Иванова В. С. Прочность металлов при циклических нагрузках. М.: Наука, 1967. 247 с.
- риалов и деталей газотурбинных двигателей /И. А. Биргер, Б. Ф. Балашов, Р. А. Дульнев и др.; Под ред. И. А. Биргера и Б. Ф. Балашова. М.: Машиностроение, 1981. 222 с.
5. Конструкционная прочность мате-

FATIGUE STRENGTH RECONDITIONING TECHNOLOGY FOR TURBINE DISKS BY HEAT-PLASTIC TREATMENT HARDENING

© 2002 B. A. Kravchenko, M. A. Vishniakov

Samara State Technical University

A reconditioning technology for turbine disks with a depleted service life is considered in the article. The important role of heat-treatment hardening is defined in improving the fatigue characteristics of a blade footing and turbine disk.

УДК 539.215: 681.521.5

КОНТРОЛЬ ЧИСТОТЫ РАБОЧЕЙ ЖИДКОСТИ ГИДРОАГРЕГАТОВ И ГИДРОФИЦИРОВАННОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ *

©2002 Л. М. Логвинов¹, Е. И. Поминов¹, И. А. Кудрявцев¹, П. Г. Редько²,
А. В. Амбарников², А. С. Рухлин²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет

²ОАО Павловский машиностроительный завод «ВОСХОД»

Известно, что в системах изделий, использующих энергию гидравлической жидкости, передача энергии и управление ею осуществляется посредством жидкости, находящейся под давлением в замкнутом контуре. Рабочая жидкость одновременно является смазкой и средством передачи энергии.

В статье анализируется влияние наличия посторонних твёрдых частиц (частиц износа) на смазочные свойства гидравлической жидкости и износ узлов трения гидроагрегатов.

Подробно рассмотрены вопросы применения стенда КВАНТ-903 для анализа отобранных проб жидкости в условиях ОАО ПМЗ «ВОСХОД», и датчиков встроенного контроля. Показано, что использование встроенного контроля чистоты гидравлической жидкости существенно повышает точность и оперативность анализа.

Кратко описана система встроенного контроля ФОТОН-965, внедренная на ОАО ПМЗ «ВОСХОД».

Известно, что надёжность гидравлических, топливных и масляных (жидкостных) систем различных изделий и оборудования во многом зависит от уровня загрязнённости рабочей жидкости частицами износа, генерируемыми узлами трения, т. е. от промышленной чистоты гидроагрегатов [1-3].

Составным элементом любой гидромеханической (трибомеханической) системы является рабочая жидкость, обеспечивающая смазку, отвод тепла с трущихся поверхностей и удаление продуктов износа (частиц). Если принять во внимание, что информацию о течении процесса износа можно получить по изменению параметров генерируемых частиц, то можно считать, что количество и размер частиц, выделяющихся соприкасающейся парой, представляют собой ценную информацию о техническом состоянии всего узла трения (агрегата).

Повышение надёжности жидкостных систем различных изделий, а также перевод их на техническое обслуживание и ремонт по фактическому состоянию связаны с ранним обнаружением дефектов [4-6], прогнозированием

технического состояния и оценкой остаточного ресурса дорогостоящих агрегатов (насосов, рулевых приводов, редукторов, опор валов ГТД и др.) в процессе эксплуатации. Момент и место отказа в объекте являются внезапными при отсутствии объективного контроля его технического состояния [5]. Если же контролю подвергаются все элементы и узлы изделия, то можно практически исключить появление внезапных отказов при эксплуатации машин [7].

В зависимости от причин возникновения отказы агрегатов и узлов в жидкостных системах изделий могут проявляться постепенно или внезапно (например, разрыв трубопроводов). Для изделий авиационной техники необходимо выбирать критерии, которые выявляют постепенный отказ, поскольку он характеризуется закономерным изменением параметра (чистоты жидкости) за время, предшествующее отказу. Внезапному отказу такое изменение не предшествует.

Используя различные методы неразрушающего контроля, можно часть внезапных отказов перевести в разряд постепенных (на-

* В изготовлении устройств автоматического контроля параметров частиц износа, а также в проведении исследований принимали участие сотрудники отраслевой научно-исследовательской лаборатории (ОНИЛ-16) Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ): Фалкин В.Д., Строгонов С.В., Кондоров Д.А., Шипилов А.А., Поминов Д.Е., Галдин В.Л., а также работники ОАО ПМЗ «Восход»: Лыбин В.М., Елагина В.М., Горелов Е.А.

пример, акустическая эмиссия может дать информацию о начале усталостных разрушений деталей). Кроме того, желательно, чтобы диагностический признак имел однозначную связь с техническим состоянием объекта и позволял обнаруживать зарождение дефекта на возможно более ранней стадии его развития, а также был удобен для контроля в процессе эксплуатации и обработки при анализе [4-6].

Сигнал с выхода любого первичного преобразователя (датчика) характеризуется рядом параметров: амплитудой, длительностью, формой и частотным спектром. Появление частиц износа (загрязнения) рабочей жидкости при работе узла трения представляет собой стохастический импульсный процесс. Поэтому для более полной характеристики потока сигналов с выхода датчика целесообразно использовать такие статистические параметры, как средняя частота появления частиц, спектральная плотность, амплитудно-временное распределение, среднее значение, дисперсия, корреляционная функция и др. [2, 4, 7].

При определении вида изнашивания узла трения (усталостное, абразивное и др.) наиболее информативными являются форма сигнала на выходе датчика и распределение амплитуд выходных импульсов [2, 5]. Если интересует изменение параметров самой рабочей жидкости (например, явление деструкции, «вымывание» присадок и др.), то следует обратить внимание на соотношение скорости счёта импульсов от частиц износа и увеличения амплитуды шумового компонента в выходном сигнале [3, 5].

При проведении контроля чистоты жидкостных систем летательных аппаратов следует учитывать несколько моментов [1, 2, 5]. Уровень загрязнения жидкости в «замкнутой» гидросистеме изделия сразу после ее включения получается довольно высоким. Однако через 15...20 минут уровень загрязнения рабочей жидкости в гидросистеме становится незначительным вследствие того, что система «самоочищается» с помощью установленных в ней линейных фильтров. Через 20...30 минут в исправной системе устанавливается динамическое равновесие, которое

сохраняется в течение всего времени эксплуатации, т.е. пока не потребуется заменить линейные фильтры по причине выработки их ресурса [1, 2].

Следовательно, если контроль уровня чистоты рабочей жидкости проводится по отобраным пробам [1, 2, 5], то отбор пробы жидкости необходимо проводить спустя 20...30 минут после включения гидростенда, не изменяя режима его работы. Существенно также то, что контактные способы, основанные на отборе проб, не позволяют получать информацию об уровне загрязнения жидкости в реальном масштабе времени [2, 3, 5]. Также имеется целый ряд проблем, связанных с низкой достоверностью результатов контроля уровня загрязнения рабочей жидкости по отобраным пробам [1, 2, 5].

Рассмотрим более подробно проблему повышения объективности (правильности) контроля параметров частиц износа в жидкостных системах изделий авиационной техники и технологического оборудования на всех этапах их производства.

Для проведения исследований было оборудовано рабочее место оператора-лаборанта (рис. 1) для подсчёта числа частиц в отобранной пробе по стандартной методике [2, 8] (в табл. 1 – графа «Микроскоп»).

На первом этапе (варианты 1 и 2 в табл. 1) проводились эксперименты по оценке сходимости результатов анализа загрязнения жидкости с помощью датчика встроенного контроля (ДВК) (строка «ПОТОК» [3, 5]), контактного отбора пробы по стандартной методике (строка «Микроскоп») и контроля загрязнения жидкости путём непрерывного слива её через пробоотборный кран в приёмный стакан прибора АЗЖ – 975, минуя отбор пробы в промежуточную ёмкость (строка «АЗЖ»).

Анализ результатов показывает (табл. 1 и рис. 2), что почти пятидесятикратное расхождение по числу частиц размером 5 – 10 мкм (вариант №1 в табл. 1 и на рис. 2) при анализе пробы по стандартной методике («Микроскоп») с результатами контроля с помощью ДВК подтверждает ранее высказанную мысль [5] о весьма низкой объективности контроля чистоты рабочей жидкости по



Рис. 1 – ПЦК «Квант 903» (а) - рабочее место оператора – лаборанта, (б) - модуль 1, (в) - модуль 2

отобраным пробам, поскольку в этом случае сильное влияние оказывают загрязнения окружающего воздуха и пробоотборной посуды, «фильтрующая» способность пробоотборного крана и др. [1, 2, 5, 8].

Результаты экспериментов особенно наглядно показывают недостатки метода ото-

бранных проб, с которыми сталкивается потребитель при анализе чистых и ультрачистых рабочих жидкостей. Действительно, в условиях производства и эксплуатации авиационной техники практически невозможно качественно отмыть внутреннюю поверхность пробоотборной посуды [2, 5]. Поэтому

Таблица 1. Сравнение вариантов контроля чистоты рабочей жидкости в гидросистеме стенда (давление 20 МПа)

| № Вариант | Тип датчика | Число частиц / класс, при диапазоне размеров частиц, мкм. | | | | Комментарии |
|-----------|-------------|---|---------|---------|-----|---|
| | | 5 - 10 | 10 - 25 | 25 - 50 | >50 | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| 1 | поток | 407/5 | 196/5 | 8/3 | 0 | 1. Объем анализируемой пробы жидкости - 100 см ³ ; 2. "Класс" чистоты жидкости - ГОСТ 17216-71; 3. "Поток" - встроенный датчик контроля чистоты жидкости - разработка ОНИЛ-16 СГАУ; 4. "АЗЖ" - встроенный контроль чистоты жидкости через пробоотборный кран (редуктор) - разработка ОНИЛ-16 СГАУ; 5. "Микроскоп" - контактный контроль чистоты жидкости путем отбора пробы (стандартная методика по ОСТ 1.41144-80); 6. OS-04 - система встроенного контроля чистоты жидкости американской фирмы ХАЙЯК/ РОЙКО. |
| | АЗЖ | 498/5 | 8/0 | 0 | 0 | |
| | микроскоп | 17748/10 | 170/5 | 4/2 | 2/3 | |
| | поток | 405/5 | 165/5 | 9/4 | 0 | |
| | АЗЖ | 419/5 | 4/0 | 1/00 | 0 | |
| | микроскоп | 27462/11 | 736/7 | 62/7 | 8/6 | |
| 2 | поток | 307/5 | 106/4 | 6/3 | 0 | |
| | АЗЖ | 338/5 | 5/0 | 0 | 0 | |
| | поток | 294/5 | 89/4 | 3/1 | 0 | |
| | АЗЖ | 305/5 | 2/00 | 0 | 0 | |
| | поток | 241/4 | 117/4 | 9/4 | 0 | |
| | АЗЖ | 264/5 | 2/00 | 0 | 0 | |
| | поток | 241/4 | 117/4 | 9/4 | 0 | |
| | АЗЖ | 241/4 | 2/00 | 0 | 0 | |
| 3 | поток | - | 188/5 | 42/6 | 0 | |
| | OS-04 | - | 198/5 | 4/2 | 0 | |
| | поток | - | 314/6 | 20/5 | 0 | |
| | OS-04 | - | 312/6 | 4/2 | 0 | |



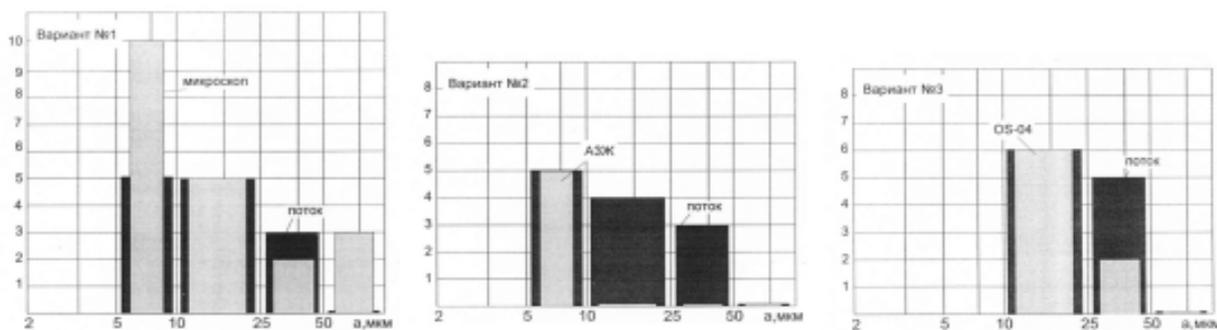


Рис. 2. Сравнение вариантов контроля чистоты рабочей жидкости в гидросистеме стенда (согласно табл. 1)

контроль чистоты рабочей жидкости по отобраным пробам рекомендуется применять лишь как аналитический при проведении небольшого объёма исследований при высокой квалификации оператора-лаборанта и соблюдая целый ряд требований существующих ГОСТов и ОСТов [2, 3, 8].

Хорошее совпадение результатов анализа чистоты жидкости с помощью ДВК и прибора АЗЖ – 975 (вариант № 2 в табл. 1 и рис. 2) имеет место только по фракции 5...10 мкм, а по фракции размером 10...25 и 25...50 мкм получается заметное расхождение, которое обусловлено, на наш взгляд, тем, что пробоотборный кран из-за высокого давления в напорной магистрали гидростенда должен «гасить» всё избыточное давление (в нашем случае – 15...20 МПа), а это можно обеспечить только малым зазором клапана в пробоотборном кране, который должен составлять единицы микрометров [2, 5]. При этом крупные частицы не попадают в пробоотборник, что приводит к снижению точности анализа.

Следовательно, подтверждая достоверность контроля чистоты жидкости с помощью прибора типа АЗЖ – 975 по фракции 5...10 мкм, видим, что контактный отбор пробы не может обеспечить достоверный контроль фракций с размерами частиц свыше 10 мкм из-за эффекта «фильтрации» частиц загрязнений клапаном пробоотборного крана (вентилля) [3, 5].

На втором этапе (вариант № 3 в табл. 1 и рис. 2) проводилось сравнение результатов анализа чистоты рабочей жидкости с помощью системы встроенного контроля типа OS – 04 (разработчик - американская фирма Хайяк/Ройко) с ДВК (разработчик ОНИЛ – 16

СГАУ) чистоты рабочей жидкости типа «ПОТОК – ФОТОН» [3, 5].

Анализируя результаты исследований по второму этапу, можно сделать вывод, что частицы размером свыше 25 мкм «теряются» в подводящих трубопроводах системы OS – 04, которые имеют большую протяжённость (порядка 10...15 метров). Кроме того, к недостатку системы OS – 04 следует отнести необходимость создания значительного давления (до 10 МПа), в то время как для нормальной работы ДВК требуется перепад давления порядка (0,05...0,1) МПа [3, 5].

Таким образом, можно утверждать, что наиболее совершенным методом контроля чистоты жидкости (наличия частиц износа) является встроенный контроль с использованием ДВК систем «ПОТОК – ФОТОН», впервые предложенный сотрудниками ОНИЛ – 16 в 80-х годах, когда ДВК встраивается непосредственно в разрыв напорной магистрали жидкостной системы, и контроль параметров загрязнений осуществляется при рабочих давлении и расходах жидкости [2, 3, 5].

Остановимся подробнее на некоторых разработках сотрудников ОНИЛ – 16, выполненных в последние годы [9]. Автоматические приборы и системы контроля уровня загрязнения рабочих жидкостей позволяют успешно контролировать промышленную чистоту гидроагрегатов на всех этапах их производства.

Пост цехового контроля (ПЦК) «КВАНТ – 903» полностью обеспечивает проведение анализов отобранных проб рабочих жидкостей в соответствии с ОСТ 1.411 44 – 80 [8]. ПЦК, внедрённый в полном объёме на ОАО ПМЗ «Восход» (г. Павлово, Ни-

жегородская обл.), состоит из двух независимых модулей. Один из модулей (модуль № 1) может располагаться в помещении лаборатории промышленной чистоты (ЛПЧ) без предъявления дополнительных требований по пожаробезопасности и позволяет осуществлять мойку и сушку пробоотборной посуды, осуществлять дегазацию отобранных проб жидкости и контроль отобранных проб с помощью фотоэлектрических анализаторов загрязнения жидкостей АЗЖ – 975. ПЦК «КВАНТ – 903» позволяет проводить независимый и одновременный контроль четырьмя независимыми анализаторами, причём все гидравлические магистрали являются раздельными. Это позволяет не смешивать проанализированные жидкости и возвращать их в производство, что даёт существенную экономию гидравлических жидкостей.

Кроме того, с помощью модуля 1 можно осуществлять фильтрацию 100 см³ жидкости на аналитический фильтр типа «Владипор» с последующим его анализом (подсчётом числа частиц загрязнений) на оптическом микроскопе. В составе ПЦК есть также одна гидрوليния для анализа других рабочих жидкостей, не используемых на данном предприятии при производстве гидроагрегатов, которая может быть использована, например, для выполнения анализов по заказу других предприятий.

Модуль № 2 ПЦК «КВАНТ – 903» является пожароопасным и размещается в отдельном помещении с соответствующими требованиями по пожароопасности. Он осуществляет необходимую фильтрацию бензина, используемого для мойки пробоотборной посуды и выносных датчиков приборов АЗЖ – 975 (чистота бензина получается не хуже 1...3 класса чистоты по ГОСТ 17216 – 71). В нем расположены десятилитровые сливные ёмкости на каждую рабочую гидрожидкость (АМГ – 10, 7-50с-3, ЛМЗ – 2 и др.) и другие приспособления и устройства, которые существенным образом упрощают эксплуатацию и повышают надёжность.

Наиболее перспективной разработкой, выполненной в 1999...2001 гг., является многоцелевая система встроенного автоматического контроля чистоты жидкости ФОТОН – 965.

Она позволяет осуществлять функциональную диагностику агрегатов гидросистемы испытательного гидростенда, а также исследуемого (промываемого) гидроагрегата путём контроля изменения параметров частиц износа с помощью ДВК (рис. 3). Результаты анализа могут быть представлены в соответствии с требованиями стандартов ГОСТ 17216 – 71, NAS – 1638 и ISO4406 [1, 2, 8]. Система может быть применена в авиационно-космической, судостроительной, автомобильной промышленности, энергетике и других отраслях. Она должна эксплуатироваться в помещениях, не имеющих взрывоопасных и легковоспламеняющихся жидкостей, образующих взрывоопасные зоны выше класса В – 1Б. Датчики встроенного контроля (ДВК) монтируются в разрывах гидравлической магистрали технологического оборудования путём соответствующей модернизации гидросистемы конкретного гидростенда. Система осуществляет непрерывный контроль чистоты рабочей жидкости в различных точках гидростенда, например, после насоса, на входе и на выходе водяного теплообменника.

Управление, контроль и результаты анализа состояния рабочей жидкости гидросистемы и качества промывки гидроагрегата осуществляется персональным компьютером, установленным в лаборатории промышленной чистоты (ЛПЧ) предприятия [11]. Режимы работы системы: однократный и циклический, причём результаты анализа в каждом цикле заносятся в память ЭВМ и могут быть оттуда извлечены в любой момент времени



Рис. 3. Общий вид системы ФОТОН – 965 с датчиками встроенного контроля

для детального анализа состояния исследуемого гидроагрегата и агрегатов гидросистемы промывочного стенда. Разработанное программное обеспечение с большой степенью точности позволяет прогнозировать остаточный ресурс агрегатов гидросистемы промывочного стенда, чего не обеспечивает ни одна из известных систем функциональной диагностики.

Список литературы

1. Белянин П. Н., Данилов В. М. Промышленная чистота машин. М.: Машиностроение, 1982. 221 с.
2. Fitch E. C. Fluid Contamination Control // Technology transfer series # 4, Oklahoma, FFS, Inc. 1988. 433 p.
3. Логвинов Л. М., Кудрявцев И. А., Поминов Е. И., Васищева Г. А. Функциональная диагностика гидравлических систем с помощью датчиков встроенного контроля // Техника машиностроения. 2001. №5 (33). С. 36 – 39.
4. Биргер И. А. Техническая диагностика. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.
5. Логвинов Л. М. Техническая диагностика жидкостных систем технологического оборудования по параметрам рабочей жидкости. М.: ЦНТИ «Поиск», 1992. 91 с.
6. Технические средства диагностирования: Справочник / В. В. Клюев, П. П. Пархоменко, В. А. Абрамчук и др. // под общ. ред. В. В. Клюева. М.: Машиностроение, 1989. 672 с.
7. Фролов К. В. Проблемы надёжности и ресурса изделий в машиностроении. М.: Наука, 1986. 230 с.
8. ОСТ 1.41144 – 80. Метод определения гранулометрического состава механических примесей в рабочих жидкостях. Метод анализа. М.: Госиздат, 1980. 20 с.
9. <http://www.ssau.ru/struct/nich/onil-16/>
10. Логвинов Л. М., Поминов Е. И., Строгонов С. И. и др. Пост цехового контроля загрязнения рабочих жидкостей «Квант – 903» // Тезисы докладов Всероссийской НТК «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2002», 10 – 12 апреля 2002 г., Пермь, Россия. С. 167.
11. Логвинов Л. М., Кудрявцев И. А., Поминов Е. И., Редько П. Г. Многоцелевая система встроенного контроля загрязнения рабочих жидкостей типа ФОТОН – 965 // Тезисы докладов Всероссийской НТК «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2002», 10 – 12 апреля 2002 г., Пермь, Россия. С.168.

PURITY CONTROL OF HYDRO UNITS AND HYDRAULIC TECHNOLOGICAL EQUIPMENT

© 2002 L. M. Logvinov, E. I. Pominov, I. A. Kudriavtsev, P. G. Redko, A. B. Ambarnikov, A. S. Rukhlin

Samara State Aerospace University
Pavlovo Machine-Building Factory “VOSKHOD”, Joint Stock Company

It is known, that in products, using energy of hydraulic liquid, transfer of energy and it's management is carried out by means of the liquid under pressure in a closed contour. The working liquid is simultaneously grease and mean of energy transfer.

The article is devoted to the analysis of influence of wear debris on lubricative ability of hydraulic liquids and deterioration of friction units.

The authors made detailed description of application of developed control board KVANT-903 for analysis of samples taken at factory “VOSKHOD” and using built-in sensors.

It has been shown, that the using of built-in sensors sufficiently increases accuracy and efficiency of analysis. Briefly described developed system of built-in control FOTON-965, installed at “VOSKHOD”.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТОРМОЗНЫХ СТУПЕНЕЙ ОСЕВЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТУРБИН

© 2002 Н. Ф. Мусаткин, В. М. Радько

Самарский государственный аэрокосмический университет

Приведены результаты расчётно-экспериментальных исследований газодинамического проектирования многоступенчатых осевых микротурбин с ограниченной частотой вращения и даны рекомендации по определению числа тормозных ступеней и конструктивно-геометрических параметров профилей рабочих колёс.

Надёжность функционирования любого автономного бортового турбоагрегата (БТА) во многом определяется наличием регулятора частоты вращения n_p , который должен предотвращать превышение её предельных значений n_n . Разница между величинами n_n и рабочей частоты вращения n_p определяется особенностями работы турбопривода и, как правило, не превышает уровня $(0,10...0,15) \cdot n_p$ [1].

Среди различных регуляторов для БТА наиболее предпочтительны механо-газодинамические, которые работают по принципу «включения дополнительных тормозных лопаточных венцов» в случае $n_i > n_p$ [2].

Турбинные двигатели с таким регулятором представляют собой многоступенчатые осевые малоразмерные турбины (МОМТ) со ступенями скорости. При этом первые одна-две ступени являются рабочими, а остальные - тормозными.

Однако широкое применение таких конструкций ограничено в настоящее время по следующим причинам:

- 1) отсутствуют надёжные методики по определению числа тормозных ступеней (z_T);
- 2) нет данных по выбору режимных и конструктивно-геометрических параметров лопаточных венцов тормозных ступеней.

С целью устранения указанных причин в настоящей статье выполнено обобщение расчётно-экспериментальных данных, полученных в отраслевой научно-исследовательской лаборатории микроэнергетики Самарского государственного аэрокосмического университета.

Методика по определению z_T может быть разработана, если исходить из предпосылки, что требуемое снижение мощности ΔN_T турбины в интервале $(n_n - n_p)$ задано. Кроме того, будем полагать, что на частоте вращения $n_i = n_p$ тормозные ступени работают в режиме холостого хода, т. е. величина n_p для основных ступеней является величиной частоты вращения холостого хода $n_{x,x}$ для тормозных.

Известно [1], что в осевой ступени режиму холостого хода соответствует предельный план скоростей, приведенный на рис. 1, а. Абсолютная C и относительная w скорости потока, а также углы потока в абсолютном и относительном движениях α и β соответственно на входе в рабочее колесо (РК) имеют индекс “1”, на выходе из него – “2”. Величина окружной скорости u_j связана с частотой вращения известным соотношением

$$u_j = \frac{\pi D_j n}{60},$$

где D_j – диаметр, на котором расположена j -ая элементарная ступень. Индекс j в дальнейшем изложении будем опускать.

В рассмотренном случае удельная работа ступени $H_{ту} = u \Delta C_u \approx 0$, так как $u = u_{max}$, а величина закрутки ΔC_u близка к нулю.

Однако для типичных значений углов потока ($\alpha_1 = 15...20^\circ$; $\beta_2 = 15...25^\circ$) и степени понижения давления ($\pi_T = 10...20$) величина u_{max} составляет 400...500 м/с. Для ступеней МОМТ средний диаметр РК $D_{cp} = 0,08...0,1$ м, поэтому значения $n_{x,x}$ находятся

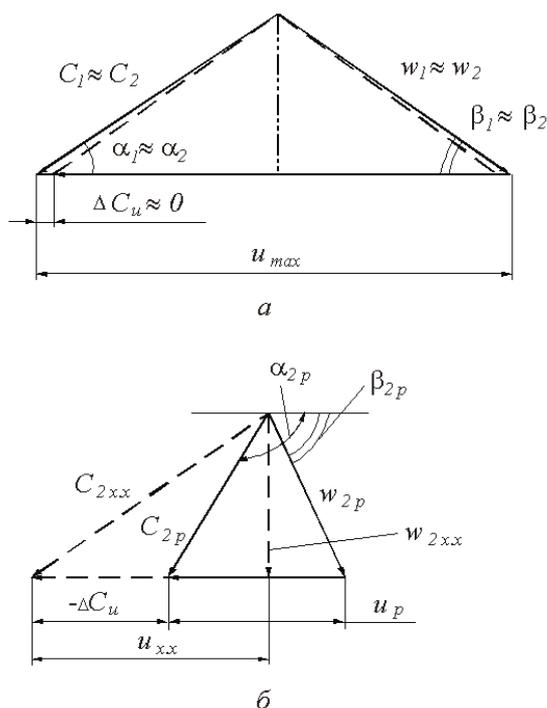


Рис. 1

в пределах $(110...140) \cdot 10^3 \text{ мин}^{-1}$. БТА не могут выдержать такие n_i по условиям прочности [2].

Тем не менее, если в тормозных ступенях реализовать повышенные значения углов α_1 и β_2 , то величина $n_{x,x}$ может быть снижена до уровня $n_i = n_p$. Так, например, расчётные исследования показали, что при тех же π_T , но для углов $\alpha_1 = 35...40^\circ$ и $\beta_2 = 40...45^\circ$ величина $n_{x,x}$ в тормозных ступенях не превышает $(40...65) \cdot 10^3 \text{ мин}^{-1}$, т. е. соизмерима с величиной n_p для основных ступеней.

Следовательно, при увеличении частоты вращения основных ступеней от n_p до n_{xx} , тормозная ступень начинает работать в режиме поглощения мощности (рис. 1, б).

Величина отрицательной закрутки потока ($-\Delta C_u$) в тормозной ступени может быть увеличена (пунктирный план скорости на рис. 1, б), если реализовывать срывной режим обтекания на выходных кромках (в этом случае $\beta_2 = 90^\circ$) [3].

При этих условиях величина суммарной закрутки потока ($\beta_{1л}$), необходимая для обеспечения заданного закона изменения

ΔN_T в интервале $(n_n - n_p)$, может быть найдена из уравнения энергии

$$\Delta C_{uT} = \frac{\Delta N_T}{G u_n}, \quad (1)$$

где G - секундный расход рабочего тела через МОМТ; u_n - предельная окружная скорость основной турбины, определяемая величиной n_n .

Отрицательная закрутка потока в одной тормозной ступени для случая срывного обтекания (рис. 1, б) легко определяется из плана скоростей

$$\Delta C_{u \text{ ст}} = (u_{x,x} - u_p) + w_{2p} \cos \beta_{2p}, \quad (2)$$

где $u_{x,x}$ — окружная скорость на холостом ходу есть величина u_n для основных ступеней; w_{2p} , β_{2p} - соответственно значения относительной скорости и угла потока на выходе из тормозной ступени при $n_i = n_p$.

Тогда потребное число тормозных ступеней может быть найдено по формуле

$$z_T = \frac{\Delta C_{uT}}{\Delta C_{u \text{ ст}}}. \quad (3)$$

Из приведенных выше соображений следует, что первая задача (задача определения z_T) неразрывно связана со второй (отработкой аэродинамической формы профилей сопловых аппаратов (СА) и РК тормозных ступеней).

Вторая задача решалась экспериментально на стенде для продувок кольцевых решёток осевых малоразмерных турбин (ОМТ) с помощью колеса-ловушки [4]. Продувки решёток производились на сжатом воздухе при температурах $T_0^* = 270...320 \text{ К}$ и степенях понижения давления $\pi_T = 1...1,05$ (решётки выполнялись активными). Имитация расчётных значений скоростей C_i и w_p , а также углов потока α_i , β_i и угла атаки i , определяемому как разность между конструктивным углом на входе в РК $\beta_{1л}$ и углом β_1 , осуществлялась с помощью специальных технологических СА [3]. Значение чисел Рейнольд-

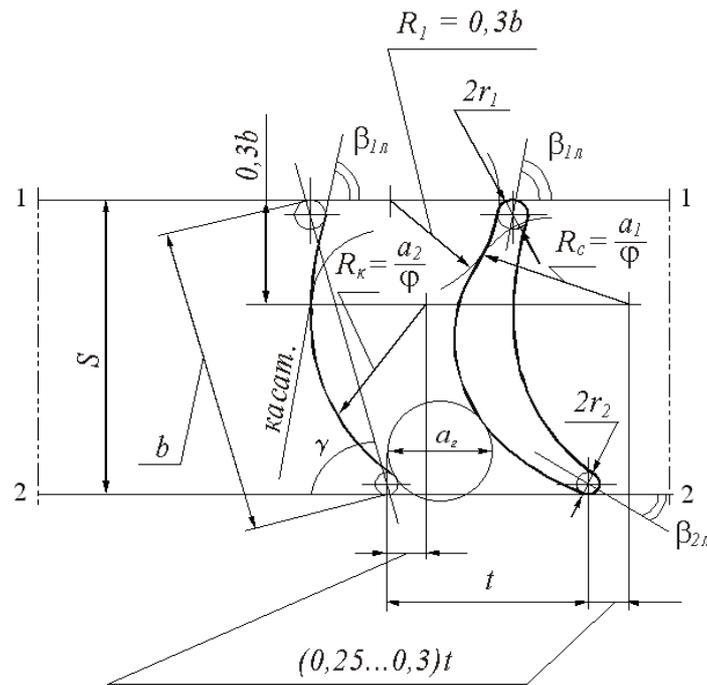


Рис. 2

са Re изменялось в пределах $(2...8) \cdot 10^5$, а число Маха M_{w2} - в интервале $0,6...1,1$. Это соответствует типичному диапазону чисел Re и M_{w2} , характеризующих эксплуатационные режимы БТА.

В процессе снимались зависимости коэффициентов скорости и углов выхода потока от приведенной скорости потока для СА и РК тормозных ступеней.

Наличие срывного режима на выходных кромках РК определялось по резкому (на $10...15\%$ по отношению к расчетному режиму) снижению $\psi_{РК}$, а начало тормозного эффекта - по изменению положения рычажных весов устройства для продувки решёток.

При этом фиксировались соответствующие значения углов β_1 и β_2 , а также параметры опытных решёток: относительного шага $\bar{t} = t/b$, их удлинения $\bar{h} = h/S$ (h - высота лопаток), угла атаки i и других. В общей сложности было исследовано более пятидесяти кольцевых решёток.

Основные результаты сводятся к следующему.

1) СА тормозных ступеней целесообразно выполнять с величиной конструктивного угла на выходе из СА $\alpha_{0л} = 35...40^\circ$, конструк-

тивный угол на входе в СА $\alpha_{0л}$ при этом определяется расчётной величиной угла α_{2p} на выходе из предыдущей ступени. Форма профиля СА тормозной ступени не имеет каких-либо особенностей и может выполняться в соответствии с рекомендациями [3].

2) Для достижения устойчивого срыва потока на выходной кромке РК тормозной ступени необходимо обеспечить угол атаки i , равный углу β_{1p} , т. е. угол $\beta_{1л}$ должен равняться величине $2\beta_{1p}$ - удвоенному кинематическому углу потока в относительном движении на расчетном режиме. Конструктивный угол $\beta_{2л}$ при этом выполняется равным $40...45^\circ$. Относительный шаг \bar{t} решётки РК должен выбираться в диапазоне значений: $1,1...1,2$, а удлинение \bar{h} в пределах $0,25...0,30$.

3) Максимальный тормозной эффект достигается в случае использования профилей лопаток РК, изображенных на рис. 2. Характерным для них является то, что на спинке профиля РК в области входной кромки выполняется «выемка» радиусом $R_1 = 0,3b$, а центр радиуса располагается на линии входного фронта решётки. Окружности с диаметрами $2r_1$ и $2r_2$, очерчивающие соответственно входную и выходную кромки лопаток, рас-

полагаются на расстоянии шага t друг от друга, касаясь входного и выходного фронтов решётки, имеющей ширину S . Тогда взаимное положение центров названных окружностей определяется величиной хорды b .

4) Основную часть контура профиля РК тормозной ступени целесообразно выполнять по гиперболическим спиральям вида $R_c = a_1/\varphi$ и $R_k = a_2/\varphi$ (рис. 2). При этом константы a_1 и a_2 определяются пропускной способностью решётки [3], а центры спиралей находятся на линии, параллельной входному фронту решётки. Осевые координаты центров удалены от последнего на расстоянии $0,3b$, а окружные - на расстоянии $(0,25...0,30)t$ от геометрического центра выходной кромки (рис. 2).

5) Величины радиусов входной и выходной кромок r_1, r_2 соответственно, горло решётки a_2 , а также угол установки профиля γ , определяются пропускной способностью решётки на расчётном режиме, т. е. в случае $n_i = n_p$.

Для оценки справедливости полученных рекомендаций была спроектирована двухступенчатая ОМТ по следующим исходным данным: $T_0^* = 310 \text{ К}$; $P_0^* = 10^3 \text{ кПа}$; $n_p = 45 \cdot 10^3 \text{ мин}^{-1}$; $n_{II} = 50 \cdot 10^3 \text{ мин}^{-1}$.

Расчёты показали, что для ограничения величины n_{II} требуются три тормозные ступени. Эти ступени были выполнены в соответствии с полученными рекомендациями и при испытаниях последовательно устанавливались на вал основной турбины.

Испытания проводились на тормозном стенде, аналогичном описанному в работе [5]. Последний позволял измерять внутреннюю мощность турбины N_T с наиболее вероятной погрешностью $\pm 1,2\%$, а частоту вращения - $\pm 0,5\%$.

Опытная зависимость $\bar{N} = f(\bar{n})$ приведена на рис. 3. При этом величина \bar{N} определялась как отношение текущего значения мощности N_i к её расчётному значению N_p , а \bar{n} - соответственно как отношение n_i/n_p .

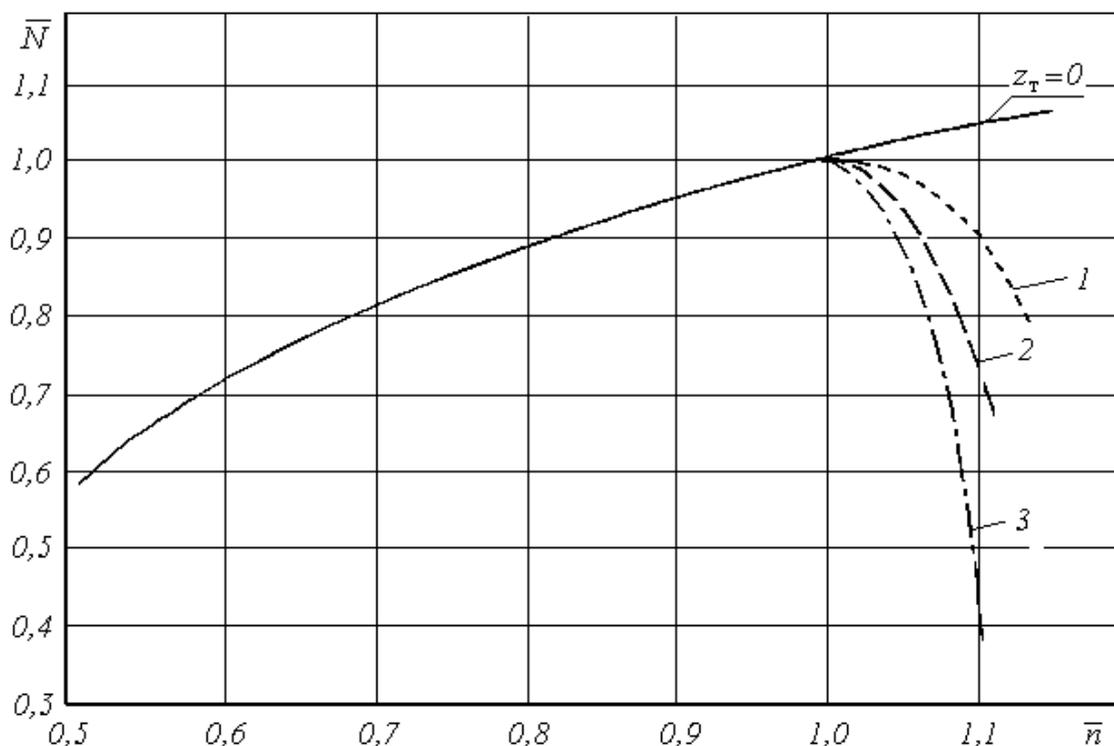


Рис. 3

При $\bar{n} > 1$ тормозные ступени работают в режиме поглощения мощности (рис. 3). Так, например, при увеличении \bar{n} от 1 до 1,1 три тормозных ступени поглощают 60% от N_p . Отметим, что одна тормозная ступень поглощает при этом лишь 10% от N_p , а при установке последующих ступеней этот эффект усиливается пропорционально величине $z_i \sqrt{z_i}$ (здесь z_i - порядковый номер тормозной ступени). Последнее обстоятельство указывает на то, что формула (3) позволяет определить приближённое значение величины z_t . Но, с другой стороны, эта величина z_t вычисляется «с запасом», что способствует повышению надёжности выполнения ограничения на значения n_n .

Таким образом, поставленная задача проектирования МОМТ с ограниченной частотой вращения решена: даны рекомендации по определению числа тормозных ступеней и конструктивно-геометрических параметров профилей рабочих колёс.

Список литературы

1. Быков Н. Н., Емин О. Н. Выбор параметров и расчёт маломощных турбин для привода агрегатов. М.: Машиностроение, 1972, 228 с.
2. Наталевич А. С. Воздушные микро-турбины. М.: Машиностроение, 1970, 208 с.
3. Мусаткин Н. Ф. Исследование влияния основных конструктивных соотношений тракта на экономичность осевых воздушных микротурбин / Автореф. дис. канд. техн. наук, Куйбышев, 1978, 186 с.
4. Вьюнышев В. Н., Матвеев В. Н., Тихонов Н. Т. Установка для статической продувки сопловых аппаратов и рабочих колёс микротурбин // Испытания авиационных двигателей / Уфа: УАИ, № 11, 1983, С. 66-69.
5. Пфайфле Э. Э., Тихонов Н. Т. Модернизированная тормозная установка для исследований и промышленных испытаний микротурбин // Испытания авиационных двигателей / Уфа: УАИ, № 16, 1988, С. 16-21.

GAS-DYNAMIC DESIGN OF BRAKE STEPS FOR AXIAL MICROTURBINES

©2002 N. F. Musatkin, V. M. Rad'ko

Samara State Aerospace University

The calculation and research of gas-dynamic design of multistage axial microturbines with the limited frequency of rotation are given. The generalization of the results of this research as the recommendations by definition of number of brake steps and constructive-geometrical parameters of structures of working wheels of these steps is executed.

УДК 66.045.1

МЕТОДИКА РАСЧЕТА КИНЕТИКИ ПРОЦЕССА ОБРАЗОВАНИЯ КОКСА ПРИ ТЕЧЕНИИ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТЕПЛОНОСИТЕЛЕЙ

© 2002 А. А. Харин, Л. С. Яновский

Российский государственный университет
инновационных технологий и предпринимательства

В работе излагается методика расчета процесса разложения предельных углеводородов в малоразмерных каналах при небольших числах Рейнольдса на входе в канал ($Re = 10^3 - 10^5$) и при воздействии высоких тепловых потоков ($q_w = 0,2 - 2 [МВт/м^2]$), наиболее полно учитывающая эти особенности с необходимой для инженерной практики степенью точности.

Стремление к созданию малогабаритных и высокопроизводительных теплообменных аппаратов привело к необходимости проводить процесс разложения углеводородов в малоразмерных каналах при небольших числах Рейнольдса на входе в канал ($Re = 10^3 - 10^5$) и при воздействии высоких тепловых потоков ($q_w = 0,2 - 2 МВт/м^2$). В этих условиях процессы тепло- и массообмена имеют свои специфические особенности, которые необходимо учитывать. В настоящей работе излагается методика расчета, наиболее полно учитывающая эти особенности с необходимой для инженерной практики степенью точности.

Процесс термохимического разложения углеводородных соединений сопровождается образованием твердых углеродных частиц, которые затем откладываются на стенках каналов, образуя локальные отложения.

Как показывает практика, интенсивность образования твердых частиц может оказаться столь велика, что они способны в течение нескольких минут полностью блокировать канал, по которому протекает теплоноситель.

Согласно современным представлениям, основную роль в образовании твердых частиц играет наличие в продуктах разложения ацетилена (C_2H_2) [1].

Ацетилен является одним из веществ, которые образуются в процессе термического разложения этилена (C_2H_4). Этилен явля-

ется одним из основных продуктов разложения углеводородных соединений.

Реакция разложения этилена $C_2H_4 \rightarrow P_r$ описывается уравнением реакции первого порядка

$$-\frac{dC[C_2H_4]}{dt} = K \cdot C[C_2H_4],$$

где K – кинетическая постоянная, определяемая по закону Аррениуса,

$$K = 2,57 \cdot 10^8 \cdot \exp\left(\frac{40000}{RT}\right).$$

Ацетилен – это неустойчивое соединение. В газовой фазе он димеризуется, образуя циклобутadiен (C_4H_4). Циклобутadiен относительно устойчив только в газовой фазе. При конденсации он немедленно полимеризуется в твердое вещество. Но и в газовой фазе при наличии в ней твердых частиц циклобутadiен оседает на их поверхности, образуя высокомолекулярные соединения, увеличивающие размеры и массу твердых частиц [1]. Реакция формирования твердых частиц при этом развивается как микрогетерогенный процесс [1].

Рассмотрим основные закономерности, по которым происходит рост твердых частиц, движущихся вместе с газовым потоком в обогреваемой трубке. Изменение объема частицы V за время протекания процесса τ можно представить как

$$\frac{dV}{d\tau} = S \cdot \frac{j}{\rho_c},$$

где $j \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{сек}} \right]$ - удельный массовый поток вещества газовой фазы на поверхность частицы площадью $S [\text{м}^2]$; V - объем частицы; ρ_c - плотность твердого вещества.

Будем полагать, что частицы имеют сферическую форму с радиусом r . Тогда

$$\frac{dV}{d\tau} = \frac{dV}{dr} \cdot \frac{dr}{d\tau}.$$

Но для сферических частиц $V = \frac{4}{3}\pi r^3$,

$$\frac{dV}{dr} = 4\pi r^2, \text{ поэтому}$$

$$\frac{dV}{d\tau} = S \frac{dr}{d\tau}, \quad (S = 4\pi r^2),$$

и уравнение для объема частицы можно записать через радиус частицы

$$\frac{dr}{d\tau} = \frac{j}{\rho_c}. \quad (1)$$

Удельный массовый поток j , направленный на поверхность частицы, можно записать как

$$j = \beta(C - C'),$$

где β - коэффициент массоотдачи; C - концентрация газа-мономера в газовом потоке; C' - концентрация газа-мономера вблизи поверхности частицы.

Предположим, что реакция образования твердого вещества на поверхности частицы идет по первому порядку:

$$j = K_s C',$$

где $K_s \left[\frac{\text{м}}{\text{сек}} \right]$ - кинетический коэффициент поверхностной реакции.

Тогда для реакции на поверхности частиц можно записать условие

$$\beta(C - C') = K_s C',$$

из которого $C' = \frac{\beta}{K_s + \beta} \cdot C$

$$\text{и } j = \frac{K_s \beta}{K_s + \beta} \cdot C. \quad (2)$$

$$\text{Обозначим } K_s^* = \frac{K_s \beta}{K_s + \beta}.$$

Можно записать дифференциальное уравнение для изменения радиуса твердой частицы (1) в следующей форме:

$$\frac{dr}{d\tau} = \frac{K_s^*}{\rho_c} \cdot C. \quad (3)$$

Это дифференциальное уравнение показывает, что возможны три различных режима изменения размеров частиц.

1. Кинетический режим. Из-за малой величины кинетической постоянной $K_s \ll \beta$ величина $K_s^* \approx K_s$, и скорость роста размеров частиц определяется скоростью протекания реакции на их поверхности.

2. Диффузионный режим. Наблюдается, когда $K_s \gg \beta$; при этом скорость роста размеров частицы определяется величиной коэффициента массообмена β .

3. Объемно-кинетический режим. Наблюдается, когда кинетика химических реакций приводит к пониженной концентрации исходного газа-мономера в газовой среде, окружающей твердые частицы.

В этих условиях скорость роста размеров твердых частиц определяется концентрацией мономера в газовой среде, несущей твердые частицы. Чтобы в газовом потоке возникали твердые частицы, кроме мономера необходимо еще и наличие активных центров, вокруг которых начинается конденсация мономера. Предполагаем, что активные центры и газ-мономер образуются из продуктов термического разложения этилена. Поэто-

му число активных центров (n_0) и концентрацию мономера в потоке (C) будем считать пропорциональной концентрации продуктов распада этилена в газовом потоке

$$n_0 \sim C[\text{Pr}]; C \sim C[\text{Pr}].$$

Для дальнейших расчетов на основании предварительных оценок примем

$$C = C[\text{Pr}]; n_0 = 10^{11} C[\text{Pr}].$$

Зависимость Аррениуса, описывающую кинетику реакции осаждения мономера на поверхность частицы (2), запишем как

$$K_s = 10^{17} \cdot \exp\left(-\frac{80000}{1,986 \cdot T}\right).$$

Массовый коэффициент диффузии мономера на поверхность частицы β примем равным 0,2 м/сек.

Проведенные расчеты показывают качественно понятную картину. Основное количество твердых частиц - это мелкие частицы с диаметром 5...20 мк. Крупных частиц с диаметром ~ 200 мк образуется немного, но чем больше тепловой поток, поступающий в теплоноситель, тем больше размер крупных частиц и тем больше их образуется.

Частица радиусом r оседает на стенке, когда динамическое напряжение от сил трения на стенке τ_f оказывается меньше критической величины [3]:

$$\tau_f \leq \tau_{cr}. \quad (4)$$

Величина τ_{cr} определяется как

$$\tau_{cr} = K_p \cdot a \cdot d \cdot \rho_c,$$

где K_p - коэффициент формы (обычно $K_p = 0,4$), a - ускорение частицы действия силы, которая направляет частицу на стенку (в поле действия силы тяжести $a = 9,81$ м/сек²), ρ_c - плотность твердого вещества.

Условию $\tau_f = \tau_{cr}$ соответствует критическая скорость потока, при которой частицы с самым большим размером могут быть

унесены с поверхности. Но в реальной конструкции всегда имеются зоны локального отрыва потока, где местная скорость течения значительно меньше скорости течения в канале. Это, например, зона перед жиклером, установленным на выходе из канала, общий коллектор, канал поворота потока, местное расширение, в которых создаются условия для локального оседания частиц, вызванные низкой скоростью течения.

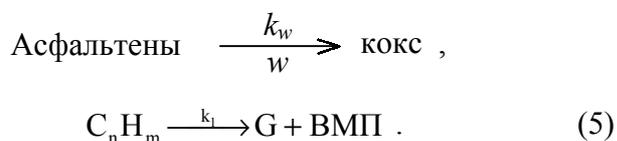
После того, как в локальной зоне образовался первоначальный слой твердых частиц, он начинает разрастаться, так как задерживает на себе вновь прибывающие частицы за счет сил адгезии [3]. Кроме того, на этой поверхности может продолжаться процесс полимеризации газа-мономера из протекающего по каналу газового потока. В результате в канале возникает "пробка", которая постепенно перекрывает канал.

Точный расчет этого процесса очень сложен, так как требуется определить размеры зоны локального отрыва, возникающей при трехмерном течении потока в канале со сложной геометрией. Приближенный расчет, базирующийся на результатах эксперимента, основан на том, что параметры процесса теплообмена следует выбирать так, чтобы не допустить разрастания размеров твердых частиц выше определенного предела. Тогда в канале не будут образовываться отложения, и "риск забивания" канала будет сведен к минимуму.

При построении модели образования кокса было принято, что его предшественниками являются высокомолекулярные соединения, образующиеся при термохимическом разложении углеводородных соединений. Эти продукты диффундируют к стенке и при контакте с ней подвергаются дальнейшим физико-химическим превращениям с образованием кокса по каталитическому механизму. Отсутствие карбенов и карбоидов (из которых состоит кокс) в жидких продуктах пиролиза топлив также дает основание считать, что кокс образуется из асфальтенов на поверхности канала, а не в объеме.

Для описания этого процесса предлагается двухстадийная кинетическая модель, включающая процесс разложения углеводо-

родов с образованием газа и высокомолекулярных промежуточных продуктов (ВМП) с последующим коксообразованием из асфальтенов, содержащихся в ВМП:



где $C_n H_m$ - топливо; G - пирогаз; ВМП - высокомолекулярные промежуточные продукты; k_i - константа скорости реакций термодеструкции, протекающих в объеме канала; k_w - константа скорости поверхностных брутто-реакций.

Первая стадия схемы (5) учитывает процесс газообразования при термохимическом разложении углеводородных соединений; k_i является константой скорости разложения углеводородов. Константа скорости образования отложений k_w находится из условий наилучшего совпадения с экспериментальными данными по скорости образования кокса на различных металлах. Для учета торможения процесса коксоотложения слоем уже образовавшегося кокса константа k_w принимается зависящей от средней толщины слоя кокса на единицу площади поверхности материала:

$$k_w = k_{w0} \exp(-\delta_{омл}), \quad (6)$$

где $\delta_{омл}$ - толщина слоя отложений. С ростом толщины отложений со временем вели-

чина k_w будет уменьшаться. Обобщающая зависимость скорости термического распада топлив, учитывающая дезактивацию металла вследствие отложения кокса, имеет вид:

$$W_g = -dC[RH]/dt = k_d \cdot k_1 \cdot C[RH], \quad (7)$$

где t - время наработки; k_d - константа скорости дезактивации.

Значение константы k_d определяется экспериментально по изменению величины газообразования при разложении топлив по мере наработки:

$$G_f = G_{f0} \cdot \exp(-k_d \cdot t). \quad (8)$$

Разработанная методика позволяет с достаточной для инженерных расчетов точностью определять количество коксовых отложений на стенках обогреваемого канала. Методика реализована в виде программы для ЭВМ.

Список литературы

1. Франк-Каменецкий Д. А. Диффузия и теплоотдача в химической кинетике. М.: Наука, 1987. 491 с.
2. Магарил Р. З. Механизм и кинетика гомогенных термических превращений углеводородов. М.: Химия, 1970. 224 с.
3. Свиридов А. Н. Разработка модели гидродинамического воздействия на частицы, прилипшие к стенке, и ее применение для расчета процессов очистки каналов трубопроводных систем. Сб. трудов МАТИ, 18, М.: Изд. МАТИ, 1990. С. 83-92.

TECHNIQUE FOR THE CALCULATION OF KINETICS OF THE PROCESS OF FORMATION OF COKE AT CURRENT HYDROCARBON OF HEAT-CARRIERS

© 2002 A. A. Kharin, L. S. Yanovsky

Russian State University of Innovation Technology and Business

In this paper the technique of calculating of the process of the decomposition of limit hydrocarbons in small channels is stated, at small Reynolds numbers on an input in the channel and at influence of high thermal flows ($q_w = 0,2 - 2 [MVt/m^2]$) most completely taking into account this feature with a degree of accuracy, necessary for engineering practice.

УДК 66.045.1: 621.452.3

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ УДАЛЕНИЯ КОКСОТЛОЖЕНИЙ В КАНАЛАХ ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МЕТОДОМ ВЫЖИГАНИЯ В ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

© 2002 А. А. Харин, Л. С. Яновский

Российский государственный университет
инновационных технологий и предпринимательства

Приведены результаты экспериментального исследования скорости выгорания коксоотложений, образованных на внутренних стенках трубопроводов при термохимических превращениях топлив, в воздушном потоке. Предложена методика оценки скорости удаления коксоотложений из каналов топливных систем газотурбинных двигателей.

Условные обозначения

T, t - температура;

h - энтальпия газового потока;

τ - время выгорания коксоотложений;

W - скорость потока;

ρ - плотность;

p - давление;

μ - коэффициент динамической вязкости;

G - массовый расход;

\dot{Y} - поток массы продуктов горения;

L, d - длина и внутренний диаметр канала;

R_s - шероховатость поверхности;

R - радиус кривизны канала;

δ_{∂}^{**} - толщина потери массы;

x, y - продольная и поперечная координаты;

$\bar{x} = x/L$ - безразмерная продольная координата;

$e_1 = \frac{\dot{Y}_w}{(\rho_f w_f St)}$ - параметр проницаемости отложений;

D_{12} - коэффициент бинарной диффузии;

\bar{k}_i - весовая концентрация i -элемента в газовой смеси;

$\Delta \bar{k}_i$ - концентрационный напор i -элемента;

Re - число Рейнольдса: $Re_x = \rho_f w_f x / \mu_{f0}$;

$$Re_{\partial}^{**} = \frac{\rho_f w_f \delta_{\partial}^{**}}{\mu_{f0}};$$

St - число Стентона;

Sc - число Шмидта;

$\Psi = St / St_0$ - относительный закон тепло-(массо) обмена;

$\Theta = T_w / T_f$ - температурный фактор.

Индексы

w - стенка;

f - поток;

∂ - диффузионный;

0 - начальный;

волнистая черта сверху - осреднение по времени;

квадратные скобки - объемная концентрация.

Известно [1], что химико-термические методы удаления отложений позволяют достичь весьма высоких степеней очистки (80-100%). При этом метод выжигания отложений в высокотемпературном (1070-1270 K) воздушном потоке является одним из наиболее эффективных.

Большая энергоемкость процесса очистки деталей газотурбинных двигателей (ГТД) путем выжигания отложений обуславливает необходимость получения количественных оценок скоростей горения коксоотложений и их зависимостей от режимных параметров.

Имеется обширный материал по закономерностям горения твердого топлива [2], однако данные по горению коксоотложений во внутренних полостях трубопроводов ГТД практически отсутствуют.

В настоящей работе приведены результаты экспериментального исследования скоростей выгорания в воздушном потоке коксоотложений, образовавшихся на внутренних поверхностях топливопроводов.

Экспериментальное исследование закономерностей выгорания коксоотложений в потоке кислорода проводилось на установке микроэлементарного анализа [3]. Через трубку с отложениями, нагреваемую снаружи газовой горелкой до температур 1070-1270 K, продувался поток кислорода, а также его смесь с азотом с температурой $T_f = 273 K$, скорость которого при необходимости варьировалась. Температура наружной поверхности трубки измерялась термопарами и контролировалась оптическим пирометром ОП-ПИР-017 через кварцевую трубку, в которой размещалась металлическая трубка с отложениями. Температура стенки трубки незначительно изменялась по длине.

Интенсивность выгорания коксоотложений определялась по привесу массы погложительных аппаратов установки в течение эксперимента. Выжигание прекращалось после того, как привес массы становился равным нулю. После эксперимента трубка разрезалась по оси на две половины, и визуально (под микроскопом) проверялось отсутствие отложений. Как показано в ряде работ [4-9], режим выгорания углерода в потоке газа может быть кинетическим, диффузионным или переходным (диффузионно-кинетическим). В работе [8] установлено, что при температурах поверхности $T_w \approx 830 - 1100 K$ режим выгорания графита в воздушном потоке - кинетический. При увеличении температуры поверхности $T_w > 1100 K$ режим горения переходит в диффузионный. В этом переходном режиме скорость уноса массы определяется процессами, связанными как с гидродинамикой, так и с химической кинетикой. Для температур поверхности 1400-2800 K суммарная скорость уноса массы графита определя-

ется самым медленным процессом - диффузией в пограничном слое. В работе [9] установлено, что диффузионный режим реагирования графита в потоке воздуха при скоростях порядка 100 м/с наступает при $T_w > 1500 K$, что согласуется с данными работы [6].

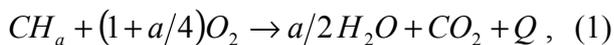
Для того чтобы найти область перехода от кинетического режима реагирования к диффузионному при выгорании коксоотложений, были проведены опыты при постоянных параметрах потока кислорода ($\rho_f w_f = 12 \text{ кг/м}^2 \text{ с}$, $P_f \approx 0,11 \text{ МПа}$, $T_f = 298 K$). От опыта к опыту изменялась только температура стенки.

Переход от кинетического режима выгорания отложений к диффузионному зависит от температуры образования отложений, т. е. их структуры, а именно: переход от кинетического режима для отложений, образовавшихся при $T_{wo} \approx 570 K$, осуществляется при $T_w = 1130 K$; для отложений, образовавшихся при $T_{wo} \approx 670 K$ - при $T_w \approx 1170 K$; для отложений, образовавшихся при $T_{wo} \approx 670 K$, переход наступает при $T_w \approx 1220 K$.

Осмотр внутренней поверхности трубки после опытов в кинетическом и диффузионном режимах выгорания показал, что поверхность отложений в кинетическом режиме становится сильно шероховатой ($R_s \approx 250 \text{ мкм}$), а в диффузионном режиме - относительно гладкой ($R_s \approx 18 \text{ мкм}$). Аналогичное явление имеет место при горении графита [9]. Качественно такая картина имела место на всех образцах отложений, образованных при разных начальных температурах стенки. Однако количественно различие в средней высоте элементов шероховатости отложений в кинетическом и диффузионном режимах выгорания уменьшалось по мере уменьшения начальной температуры образования отложений. Различие в состояниях поверхности после горения в кинетическом и диффузионном режимах обусловлено, согласно [9], тем, что в кинетическом режиме на поверхности от-

ложений имеется избыток кислорода, который проникает в поры отложений, разрушая поверхность. С повышением температуры реакционная способность кокса возрастает, а поэтому глубина, на которую проникает кислород в пору, прежде чем прореагирует, уменьшается, что приводит к уменьшению шероховатости поверхности. Для того чтобы оценить возможное влияние механической эрозии (унос частиц отложений за счет сил трения и давления) и сублимации отложений на скорость их выгорания, были проведены опыты при $T_w = 1250 \text{ K}$. По трубке в течение 30 мин продувался аргон с массовой скоростью $\rho_f w_f = 20 \text{ кг/м}^2 \text{ с}$. Уноса массы отложений не было обнаружено. Таким образом, удаление отложений в исследуемых условиях осуществляется только посредством химической эрозии.

При горении коксоотложений в кислороде образуются H_2O , CO и CO_2 . В работе [10] дан обзор экспериментальных работ по механизму химического взаимодействия углерода с газами. Двуокись углерода, согласно [10], образуется в основном при $T_w < 900 \text{ K}$, а окись углерода - при гораздо более высоких температурах. Согласно данным [4, 5, 11, 12], CO образуется в интервале температур 1500-2100 K . В имевшихся условиях экспериментально определить содержание CO в продуктах реакции затруднительно из-за ее дальнейшего окисления в газовой фазе, и поэтому на выходе из установки определялось содержание CO_2 . Будем считать, что в условиях опытов идет гетерогенная брутто-реакция горения коксоотложений с образованием CO_2 :



где a - число атомов водорода, зависящее от температуры и материала стенки, состава топлива и других факторов; Q - теплота сгорания, $Q = -393,5 - 132a \text{ [кДж/моль]}$.

Для определения интенсивности выгорания коксоотложений в диффузионном режиме, которому соответствует наибольшая скорость удаления отложений, при известных параметрах основного потока удобно вос-

пользоваться методом интегральных соотношений [9]

$$\frac{d\text{Re}_\delta^{**}}{d\bar{x}} + \text{Re}_\delta^{**} \left(\frac{1}{\Delta \bar{k}_i} \frac{d(\Delta \bar{k}_i)}{d\bar{x}} + \frac{1}{R} \frac{dR}{d\bar{x}} \right) = St_\delta (1 + \epsilon_{i\delta}) \text{Re}_L \quad (2)$$

Здесь $\text{Re}_\delta^{**} = \rho_f w_f \delta_\delta^{**} / \mu_{f0}$ - число Рейнольдса, построенное по толщине потери массы i -элемента;

$$\delta_\delta^{**} = \int_0^\infty \frac{\rho w}{\rho_f w_f} \frac{\bar{k}_i - (\bar{k}_i)_f}{(\bar{k}_i)_w - (\bar{k}_i)_f} dy; \quad \bar{x} = x/L;$$

$$\Delta \bar{k}_i = (\bar{k}_i)_w - (\bar{k}_i)_f; \quad \text{Re}_L = \rho_f w_f L / \mu_{f0};$$

$\epsilon_{i\delta}$ - диффузионный параметр проницаемости стенки;

$$St_\delta = \frac{\left(-\rho D_{12} \frac{d\bar{k}_i}{dy} \right)_w}{\rho_f w_f \Delta \bar{k}_i} \quad \text{- диффузионное число}$$

Стентона; \bar{k}_i - весовая концентрация; i - компонент в газовой смеси.

Для определения числа St_δ воспользуемся предельными относительными законами тепло- и массообмена С. С. Кутателадзе - А. И. Леонтьева [13]

$$\Psi = St / St_0 = f(h_w / h_f, \epsilon_1),$$

где Ψ - относительный закон тепло- и массообмена, учитывающий влияние таких факторов, как неизотермичность и проницаемость стенки; St_0 - число Стентона в стандартных условиях обтекания непроницаемой поверхности потоком несжимаемого газа с постоянными физическими свойствами. В работах [14, 15] рекомендуется вычислять St_0 через Re^{**} , определенное по динамической вязкости при температуре стенки:

$$St_0 = A \text{Re}_\delta^{**m} Sc^{-0,75} (\mu_w / \mu_f)^m,$$

где $A = 0,0128$, $m = 0,25$ при $\text{Re}_\delta^{**} < 10^4$;

$$A = 0,0074, m = 0,182$$

при $10^4 < Re_{\partial}^{**} < 4 \times 10^5$.

Параметр проницаемости

$$\epsilon_{1\partial} = \dot{Y}_w / (\rho_f w_f St)_w,$$

согласно [9], может быть определен через концентрацию кислорода при условии, что стенка для кислорода непроницаема:

$$\epsilon_{1\partial} = (\bar{k}_{O_2})_f / (\bar{k}_{O_2})_w - 1.$$

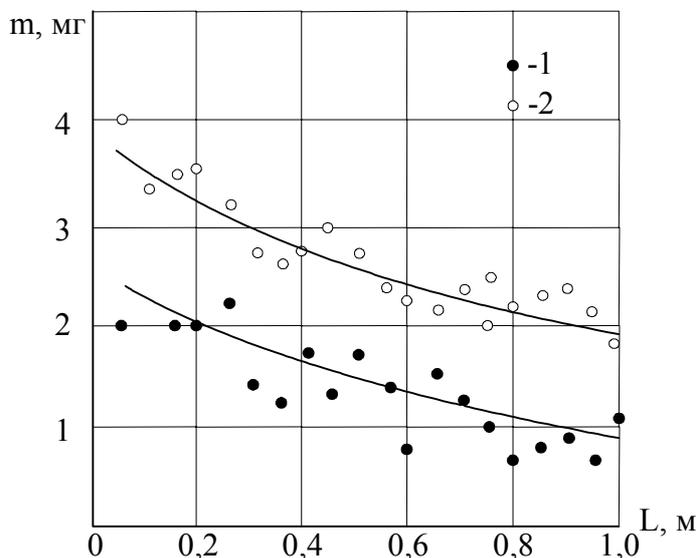
Для диффузионного режима горения коксоотложений из брутто-реакции (1) имеем

$$(\bar{k}_{O_2})_w = \frac{32 + 8a}{44 + 9a} (\bar{k}_{npod})_w$$

$$\text{и } \epsilon_{1\partial} = \frac{12 + a}{32 + 8a} (\bar{k}_{O_2})_f.$$

Видно, что параметр проницаемости стенки определяется не только концентрацией кислорода в основном потоке, как в [9], но и составом коксоотложений. При дозвуковом течении газа и температурном факторе $\Theta = T_w / T_f > 1$, относительный предельный закон тепло- и массообмена имеет вид [13]

$$\Psi = \frac{4}{\epsilon_1(\Theta - 1)} \left[\arctg \sqrt{\frac{\epsilon_{1\partial}}{(\Theta - 1)(1 - \epsilon_{1\partial})}} - \arctg \sqrt{\frac{\epsilon_{1\partial}\Theta}{\Theta - 1}} \right]^2.$$



Число Рейнольдса Re_{∂}^{**} находится интегрированием уравнения диффузии пограничного слоя совместно с законом массообмена

$$Re_{\partial}^{**} = \left[\frac{A(m+1)}{Sc^{0,75}} Re_x \int_0^{\bar{x}} \Psi(1 + \epsilon_{1\partial}) \left(\frac{\mu_w}{\mu_f} \right)^m d\bar{x} \right]^{\frac{1}{m+1}}.$$

Цилиндрический канал с коксоотложениями в опытах был выбран с небольшой относительной длиной (4-12 калибров), поэтому параметры газа в ядре потока можно считать постоянными по длине. В каждом опыте $b_{1\partial} = const$ и $\psi = const$.

Тогда скорость выжигания коксоотложений в потоке кислорода определяется следующей формулой:

$$\dot{Y}_{CH_a} = 0,0029 \frac{12 + a}{3 + 8a} (\bar{k}_{O_2})_f c_f w_f Re_x^{0,2} Sc^{-0,6} \Psi^{0,8} \times (1 + \epsilon_{1\partial})^{-0,2} (\mu_w / \mu_f)^{0,2}. \quad (3)$$

Сопоставление результатов расчетов скорости выжигания коксоотложений в потоках кислорода и смесей кислорода с азотом при $(K_{O_2})_f = 0,61, 0,82$ и $0,99$ с экспериментальными данными, приведенное на рис. 1, показывает их удовлетворительное соответствие.

Рис. 1. Выжигание кока из трубопровода в потоке кислорода

$$T_w = 1170K;$$

$$1 - G_o = 35 \text{ мл/мин}; \tau = 90 \text{ мин};$$

$$2 - G_o = 74 \text{ мл/мин}; \tau = 60 \text{ мин}.$$

Сплошные линии - расчет по формуле (3)

Список литературы

1. Козлов Ю. С., Кузнецов О. К., Тельнов А. Ф. Очистка изделий в машиностроении. М.: Машиностроение, 1982. 321 с.
2. Яворский И. А. Физико-химические основы горения ископаемых топлив и графитов. Новосибирск: Наука, 1973. 350 с.
3. Федоров Е. П., Иванов В. Ф., Яновский Л. С., Сафина Л. Р. Комплексный метод исследования отложений, образующихся при термохимических превращениях авиаГСМ / / Сб. Тез.докл. VII Всесоюзной научно-технической конференции "Эксплуатационные свойства авиационных топлив, смазочных материалов и спецжидкостей". Киев: КИИГА, 1989. С. 35-36.
4. Барлетт. Систематический метод определения абляции в химически активной окружающей среде // Вопросы ракетной техники, 1963. № 3. С. 3-13.
5. Барлетт. Эффективная теплота абляции графита // Вопросы ракетной техники, 1964. № 1. С. 213-221.
6. Дей, Уокер, Райт. Реакции углерода с кислородом при высоких температурах и больших скоростях газового потока / В кн.: Реакции углерода с газами. М.: ИЛ. 1963. С. 257-299.
7. Рознер, Аллендорф. Кинетика окисления графита диссоциированным кислородом при высоких температурах // РТК, 1965. № 8. С. 204-206.
8. Скала, Джильберт. Сублимация графита при гиперзвуковых скоростях // РТК, 1965. № 9. С. 87-100.
9. Волчков Э. П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.
10. Уокер, Русинке, Остин. Реакции углерода с газами. - Сб. переводов / Под ред. Е. С. Головиной. М.: ИЛ. 1963. С. 9-12.
11. Леторт. Механизм горения углерода. / В кн.: Реакции углерода с газами. М.: ИЛ. 1963. С. 126-168.
12. Споддинг Д. Б. Основы теории горения. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1959. 319 с.
13. Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972. 344 с.
14. Кутателадзе С. С., Миронов Б. П. Относительное влияние температурного фактора на турбулентный пограничный слой при конечных числах Рейнольдса // ПМТФ, 1973. № 3. С. 61-65.
15. Леонтьев А. И., Миронов Б. П. Распространение предельных относительных законов трения и теплообмена на неизотермическое течение газа с конечными числами Рейнольдса // ПМТФ. 1965. № 5. С. 162-166.

DEFINITION OF SPEED OF REMOVING CARBON BUILDING IN THE CHANNELS OF FUEL SYSTEMS GTE BY THE METHOD OF BURNING OUT IN AIR FLOW

© 2002 A. A. Kharin, L. S. Yanovsky

Russian State University of Innovation Technology and Business

The results of an experimental research of speed of burning out carbon building are given. They formed on internal walls at thermochemistry transformations fuel in an air flow. The technique of an estimation of speed of removal carbon building from channels of fuel systems GTE is offered.

РАЗРАБОТКА ЛАЗЕРНОЙ СИСТЕМЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ КАВИТАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ НА ВХОДЕ В НАСОСНЫЕ АГРЕГАТЫ МОЩНЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК

© 2002 В. П. Шорин, О. А. Журавлев, А. В. Ивченко, С. Ю. Комаров,
А. Н. Крючков, Ю. Д. Щеглов

Институт акустики машин
при Самарском государственном аэрокосмическом университете

Рассмотрены вопросы создания диагностической системы на основе метода лазерного «ножа» для изучения кавитационных процессов на входе в шнеко-центробежный насос авиационной энергоустановки. Дано описание разработанной экспериментальной системы и приведены полученные изображения кавитационных структур. На основании анализа структурных образований дается заключение об эффективности проводимых конструкторских доработок входного канала насоса.

При работе топливных и пневмогидравлических систем летательных аппаратов и двигателей нередко возникают повышенные колебания давления в магистралях, вибрации агрегатов и трубопроводов. Реализующиеся при этом виброакустические нагрузки приводят к прочностным и усталостным поломкам трубопроводной арматуры, разгерметизации соединений, вызывают нестабильную работу контуров регулирования. Одним из основных источников виброакустического воздействия в трубопроводных системах летательных аппаратов и двигателей является неравномерная подача топливных и гидравлических насосов объемного типа (шестеренных и плунжерных). Неравномерная подача таких насосов связана с дискретностью зацепления зубьев шестерен или подключения полостей плунжеров к магистралям всасывания и нагнетания. Колебания рабочих сред, возбуждаемые качающими узлами насосов, имеют широкий частотный диапазон и при совпадении с собственными частотами магистралей многократно усиливаются, приводя к вибрациям агрегатов и трубопроводов, снижению надежности систем. Другой важной особенностью виброакустических процессов, характерной для топливных систем, является то, что интенсивные пульсации давления, возбуждаемые основными насосами, приходят в низконапорные топливные магистрали, во-первых, вследствие возбуждения колебаний насосами в линиях всасывания и,

во-вторых, из напорных магистралей по перепускным и сливным линиям. Колебания давления, взаимодействуя в низконапорных магистралях с кавитационными процессами, сопровождающими работу подкачивающих центробежных и шнековых насосов, приводят к интенсивным нагрузкам на узлы этих насосов, зачастую конструктивно совмещенных с основными насосами в комбинированных качающих агрегатах. Причем опасность представляют как ярко выраженная кавитация насоса, так и скрытая, при которой срыва напора не наблюдается, а кавитационные каверны присутствуют и динамически взаимодействуют с колебаниями давления. Из практики известны случаи разрушения упорного подшипника комбинированного (имеющего центробежную и шестеренную ступени) топливного насоса авиационных двигателей по причине повышенных виброакустических нагрузок на ротор центробежной ступени.

Анализ работ, посвященных исследованию динамических процессов в осевых шнековых преднасосах [1-3], позволяет сделать вывод о том, что выявление механизма возникновения того или иного дефекта в топливных насосах остается сложной и до конца не решенной задачей. В этих условиях наряду с методами математического моделирования [4] необходимо дальнейшее развитие экспериментальных методов и средств, позволяющих анализировать динамические процессы

в сложных гидравлических системах и агрегатах на всех этапах их разработки. Требуются панорамные методы исследований, обеспечивающие бесконтактное определение собственных частот и форм колебаний шнекового колеса, изучение структурных образований в потоке рабочей жидкости, визуализацию процессов взаимодействия кавитационных структур с элементами конструкции насоса.

Диагностическая система для одновременной регистрации динамических процессов в газожидкостных средах и записи амплитудно-частотных характеристик конструктивных элементов отличается научной новизной. Она может быть создана на основе оптических методов исследований. Для проведения подобных исследований в НИИ акустики машин СГАУ создается диагностический стенд, основанный на методах лазерного «ножа» [5] (визуализация структур течений) и цифровой спекл – интерферометрии [6] (вибромониторинг конструкции).

В данной работе рассмотрены вопросы создания оптического канала на основе метода лазерного «ножа» для изучения кавитационных процессов на входе в шнеко-центробежный насос (ШЦН). Суть метода состоит в том, что с помощью лазерного пучка, трансформированного в световую полосу, высвечивается тонкий слой исследуемого объема, а излучение от рассеивающих частиц,

в частности, кавитационных пузырьков, находящихся в этом слое, записывается с помощью различного вида фото- или телерегистраторов, ориентированных перпендикулярно плоскости лазерного «ножа», с последующей обработкой изображения.

Дано описание разработанной экспериментальной установки и приведены полученные изображения кавитационных структур, как один из результатов начального этапа исследований. На основании сравнительного анализа структурных образований дается заключение об эффективности выполненной доработки входного участка насоса.

1. Описание

экспериментальной установки

Для диагностики двухфазных течений разработан и изготовлен лазерный визуализатор (рис. 1). Он состоит из лазерного излучателя 1 с оптической насадкой 2 и блоком питания 3. Лазер с оптической насадкой расположен на штативе 4. Штатив 4 выставляется в вертикальное положение с помощью регулируемых по высоте опорных винтов 5. С помощью шарнирного узла 6-8 обеспечивается возможность изменения угла наклона оси излучателя в пространстве.

Конструкция оптической насадки представлена на рис. 2. К посадочному участку корпуса лазера 1 с помощью хомута 2 присоединён переходный стакан 3, на котором уста-

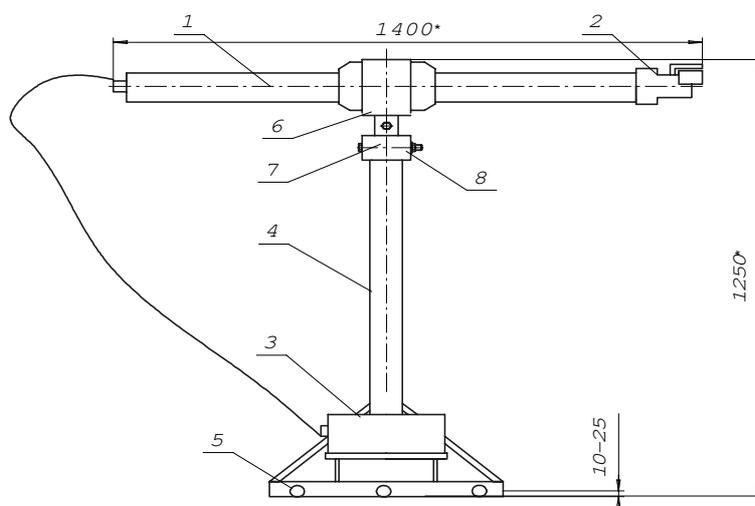


Рис. 1. Схема лазерного визуализатора

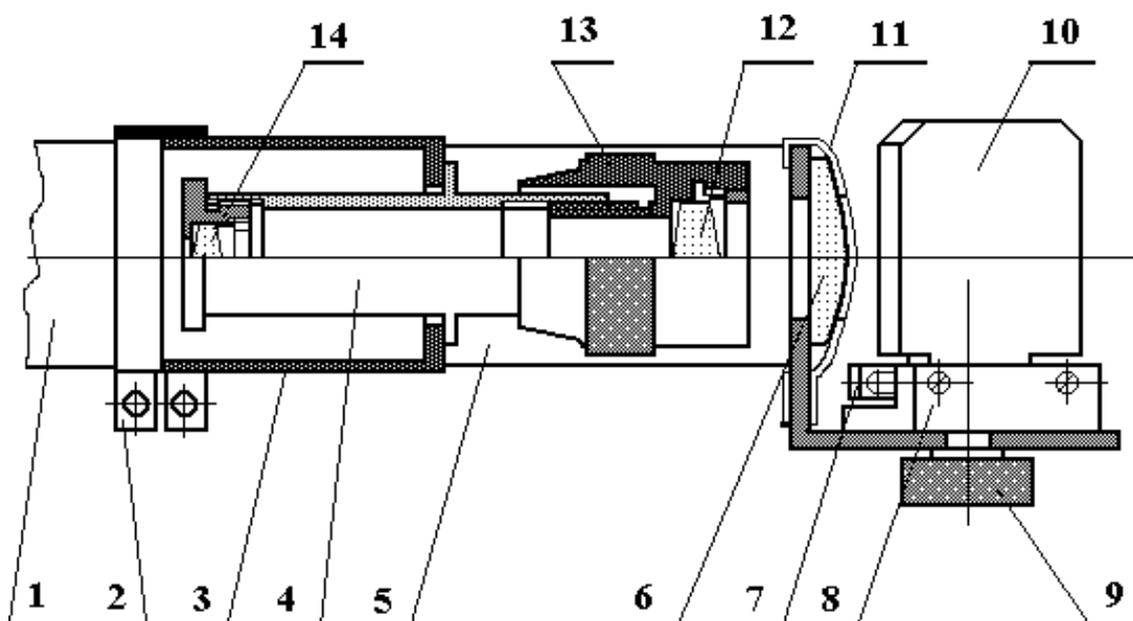


Рис. 2. Конструкция оптической насадки

новлены телескоп 4 и кронштейн 5. На кронштейне 5 с помощью плоского пружинного прижима 11 закреплена цилиндрическая линза 6, а с помощью накладки 7 и основания 8 с винтом 9 – поворотное зеркало 10. Оптическую схему телескопа 4 составляют объектив 12 и окуляр 14. Объектив 12 телескопа установлен в оправе 13, которая связана с корпусом телескопа шестизаходной резьбой с крупным шагом, что обеспечивает продольную подвижку объектива 12 для перефокусировки телескопа по дальности. В качестве источника света в лазерном «ноже» использован He-Ne лазер непрерывного излучения ЛГН-125 с мощностью в луче ~20 мВт.

Необходимое увеличение $\Gamma=3$ телескопа обеспечено надлежащим выбором фокусных расстояний окулярной $f'_{ок}$ и объективной $f'_{об}$ линз: $f'_{ок} = 14 \text{ мм}$, $f'_{об} = 50,5 \text{ мм}$.

Продольная подвижка объектива позволяет перефокусировать телескоп от минимального расстояния 500 мм до бесконечности. Толщина лазерного «ножа» в перетяжке является линейной функцией расстояния и на дистанции 1,5 м равна ~ 1 мм. Фокусное расстояние цилиндрической линзы 6 выбрано таким, чтобы на минимальном расстоянии от нее ширина световой полосы была не менее 200 мм. Поворотное зеркало 10 необходимо для коррекции положения плоскости лазерного «ножа» в пространстве.

Схема экспериментальной установки с созданным лазерным визуализатором 1 и фотокамерой 2 дана на рис. 3. Для введения излучения в рабочий поток была изготовлена оптическая вставка 3 с четырьмя протяженными плоскими окнами (размер окон $28 \times 200 \text{ мм}$). Оптическая вставка введена в топливную магистраль непосредственно на входе в шнековый преднасос. На рис. 3 ориентация световой полосы приведена для изучения продольного или поперечного сечений потока.

2. Основные результаты исследований

Исследования проводились при следующих значениях скорости вращения насоса: $n_1=600$ об/мин; $n_2=1200$ об/мин; $n_3=2400$ об/мин; $n_4=3600$ об/мин; $n_5=4800$ об/мин. Избыточное давление в рабочей среде (керосине) на входе в исследуемый насосный агрегат изменялось ступенчато через 0,1 атм от $p_0=0$ до $p_5=0,5$ атм. На рис. 4 приведены характерные картины структур кавитационных течений, полученные при n_1 и p_0 . Фоторегистрация проводилась с помощью фотоаппарата «Зенит TTL» на цветную пленку типа «Kodak» светочувствительностью 200 ед. Характерная величина выдержки при экспонировании составляла 1/30 секунды.

На рис. 4а течение направлено справа налево, а на рис. 4б направление вращения

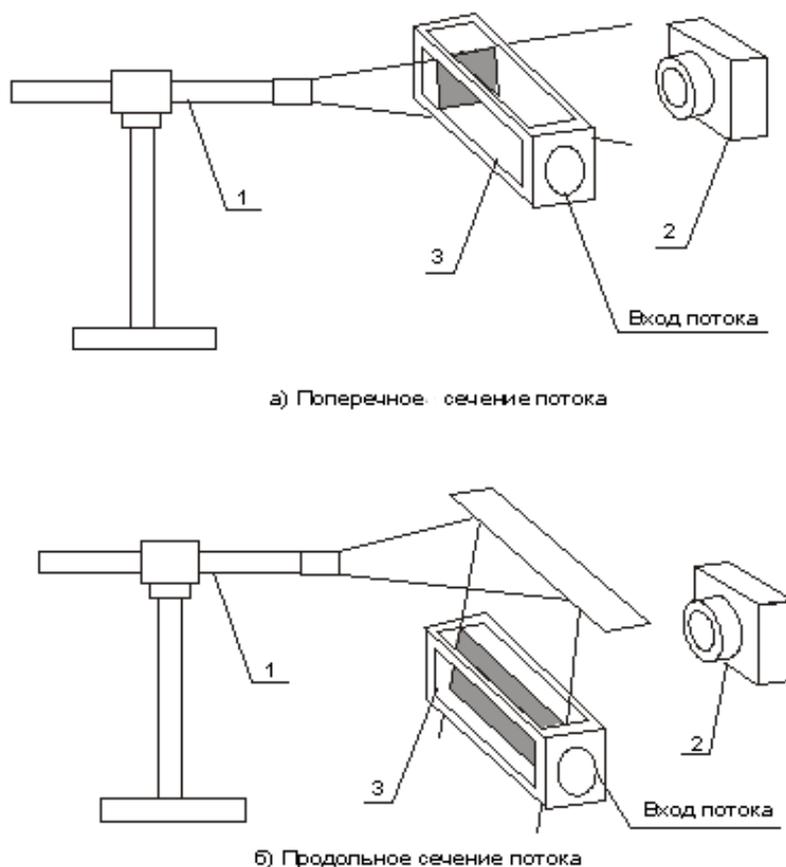


Рис. 3. Схема экспериментальной установки для исследования потока методом лазерного "ножа"

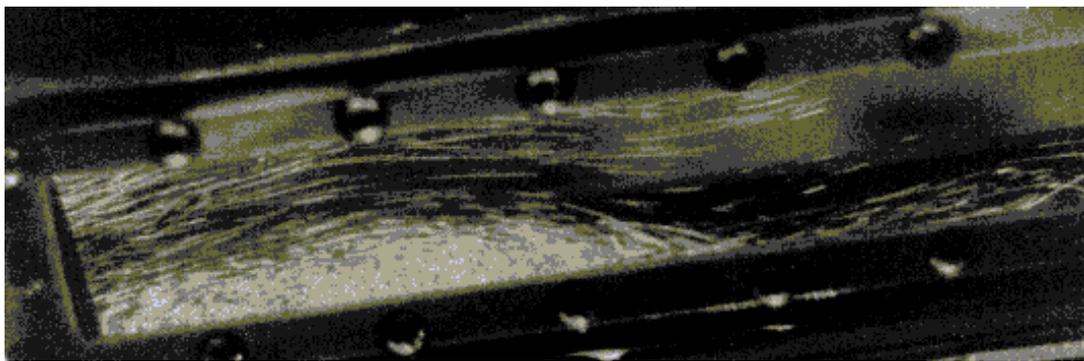
потока - против часовой стрелки. Из рис. 4а видно, что кавитационные структуры могли распространяться вверх против движения потока на всю длину окон вставки (200 мм) и далее. Кавитационные процессы интенсифицировались в области вихревой зоны. При приближении ко входу в шнек наблюдалось нарастание трековых образований в активной (приосевой) части потока. Анализ геометрических характеристик трековых образований таких как длина, форма, диаметр позволяет говорить, соответственно, о скорости, направлении движения и диаметре кавитационного пузырька. От параметров кавитационных пузырьков в треках можно перейти к оценке характеристик потока. Укороченная длина треков на рис. 4б по сравнению с рис. 4а говорит о том, что линейная составляющая скорости потока на входе в ШЦН значительно превышает окружную составляющую.

Кроме фоторегистрации усредненных структур кавитационных течений была выполнена с помощью телекамеры фирмы "Hitachi" формата VHS видеозапись динамических картин кавитационных течений. Ав-

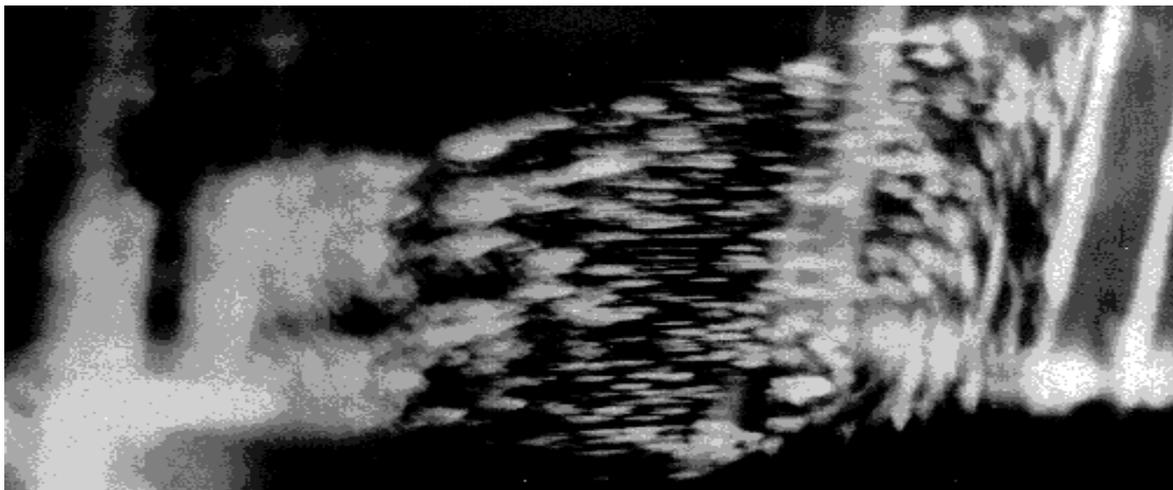
томатический режим работы телекамеры обеспечивал оптимизационную перестройку фокусного расстояния и скорости записи. Получен видеофильм с характерными динамическими картинками структур течений. Кроме метода лазерного "ножа" производилась сравнительная видеозапись с наружной подсветкой кавитационной структуры от стробоскопической лампы-вспышки при изменении частоты импульсов от 0 до 100 Гц.

Показано, что по мере увеличения n при p_0 и p_1 пропорционально возрастала интенсивность кавитационных процессов. Это проявлялось в росте концентрации газовых пузырьков на периферии вихревого потока с формированием приосевого пульсирующего газового шнура. Характерно, что верхняя граница газового шнура наблюдалась на расстоянии не менее 80-100 мм от входа в шнековый преднасос. При этом пульсирующий газовый шнур периодически генерировал локальные газовые жгуты и каверны, которые сносились потоком вниз по течению.

По мере роста давления наддува, начиная с p_2 при всех n привода насоса структура



(a)



(б)

Рис. 4. Характерный вид кавитационных структур (а) в продольном и (б) в поперечном сечениях потока

кавитационных течений резко изменялась: уменьшались размеры газовых пузырьков и снижалась их концентрация. Следует отметить эффект уменьшения прозрачности пузырьков, что создавало видимость помутнения керосина. С ростом p снижалась скорость вихревого движения пузырьков. Они все более походили на высокодисперсную взвесь в движущемся потоке керосина.

Следующий этап изучения структурных образований с помощью метода лазерного «ножа» проводился после установки неподвижного конуса на входе в насос. Согласно [1], данная конструкторская доработка приводит к ограничению выхода кавитационных процессов во входной патрубке ШЦН. Для визуализации особенностей течения керосина в этом случае в качестве индикатора использовался тонкий воздушный слой («пузырь»), который возникал в исходном состоянии системы под верхним окном оптической вставки. В процессе «выдувания» пузыря из вставки наблюдалось взаимодействие

обратных токов (противотоков) керосина с кромкой, обращенной ко входу в насос. В зависимости от интенсивности обратных токов воздушный слой перемещался по длине кюветы, пульсировал, дробился на фрагменты (рис. 5). Если в режиме с p_0 и n_4 «пузырь» доходил лишь до середины кюветы, то при p_3 на всех значениях скорости «пузырь» удалялся в противоположный край кюветы, разбивался на пульсирующие фрагменты и исчезал. Характерный вид структуры в потоке керосина при p_1 и n_1 дан на рис. 6. Данная структура образована пузырьками воздуха, уносимыми потоком керосина из пульсирующего «пузыря» ко входу в насос. Эти структурные образования исчезали с ликвидацией поверхностного «пузыря». Они отличаются от кавитационных структур, показанных на рис. 4 тем, что не было обнаружено скоростных продольных треков и отсутствовала крутка потока. Следует отметить, что после выдувания «пузыря» из кюветы в режимах с максимальными p и n навстречу потоку из

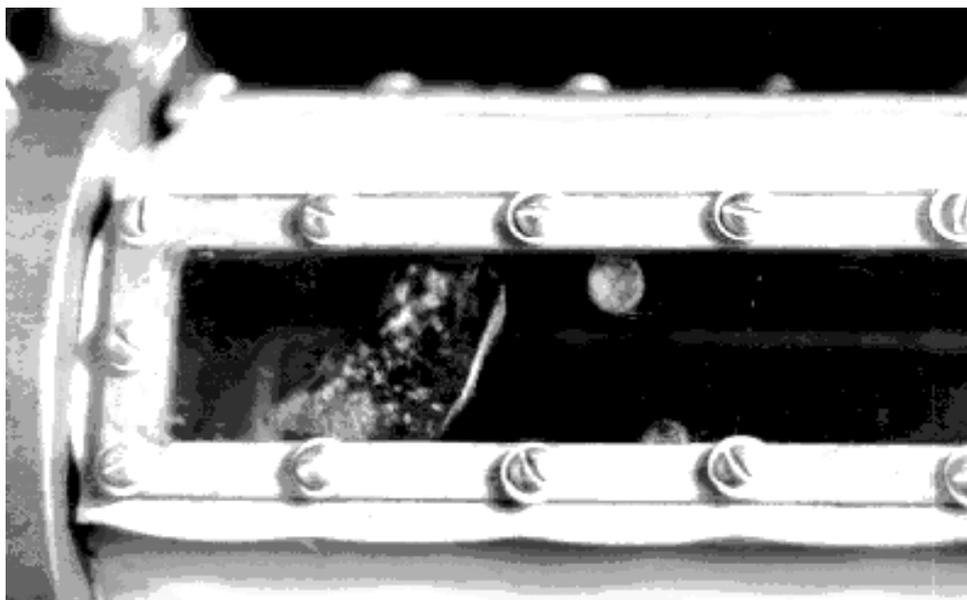


Рис. 5. Характерный вид пульсирующего воздушного «пузыря» с двумя отделившимися фрагментами под верхним окном оптической вставки

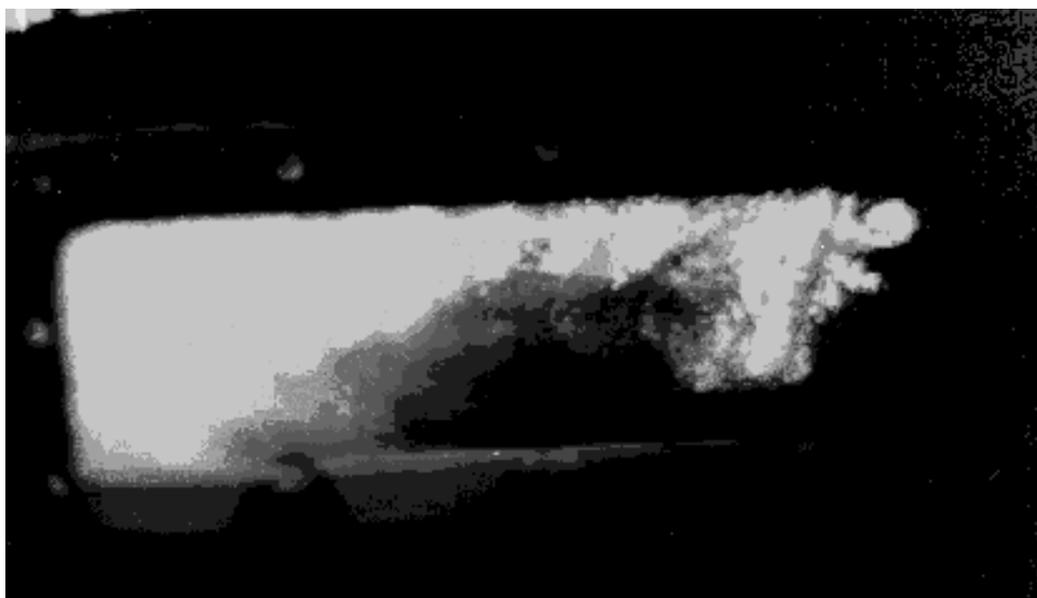


Рис. 6. Характерный вид структурных образований в потоке керосина при p_1 и n_1 в режиме с воздушным «пузырем» (см. рис. 5).

ШЦН выносились высокодисперсные образования, проявившиеся в виде волн помутнения керосина. Эти образования могут быть связаны с температурными градиентами в потоке и выделением паровой фазы. Поскольку введение неподвижного конуса перед предвключенным шнеком не снимает проблемы кавитации в ШЦН, по-видимому, требуются исследования в проточной части насоса.

На основании проведенных исследований можно сделать следующее заключение.

1. Выполненная апробация созданной на основе метода лазерного «ножа» системы визуализации структур кавитационных течений на входе в преднасос подтвердила ее эффективность для получения усредненных картин кавитационных образований.

2. Получение количественной информации о размерах, скорости и концентрации кавитационных пузырьков требует введения в оптическую схему установки импульсного лазера.

3. Метод лазерного “ножа” будет более востребован при применении в оптической схеме электронных средств регистрации и обработки изображений.

Авторы признательны научному сотруднику к.т.н. Прокофьеву А. Б. за внимательное прочтение рукописи и сделанные замечания. Работа поддержана грантом Минпромнауки РФ №40-165.11.0107.

Список литературы

1. Чебаевский В. Ф., Петров В. М. Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов. М.: Машиностроение, 1973. - 152 с.

2. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем. М.: Машиностроение, 1977. – 180 с.

3. Ивашин А. Ю., Крючков А. Н., Прокофьев А. Б. Влияние скрытых кавитационных процессов на колебания элементов топ-

ливного насоса авиационного ГТД // Вестник СГАУ. Серия: Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Вып. 3.4.2. – Самара, 1999.- С.148-153.

4. Создание конечно-элементной модели шнекового насоса / А. Н. Крючков., А. Б. Прокофьев, В. А. Баннов, А. А. Иголкин // Сб. докладов международной н.-технической конфер., посвященной памяти генер. конструктора аэрокосмич. техники акад. Н. Д. Кузнецова - Самара, 2001, часть 2. - С. 84-88.

5. Журавлев О. А., Мединская Л. Н., Шорин В. П. Лазерная диагностика двухфазных течений. Уч. пособ /Куйбыш. авиац. инст. Куйбышев, 1989. - 74 с.

6. Разработка автоматизированного метода исследования вибрационных характеристик энергоустановок /О. А. Журавлев, С. Ю.Комаров, К. Н. Попов, А. Б. Прокофьев // Компьютерная оптика. Самара-Москва. 2001, № 21. - С. 141-149.

DESIGN OF A LASER SYSTEM OF VISUALIZATION OF CAVITATIONAL PROCESSES ON AN INPUT OF A PUMP OF HIGH POWER ENGINES

© 2002 V. P. Shorin, O. A. Zhuravlev, A. V. Ivchenko, S. Y. Komarov,
A. N. Kruchkov, Y. D. Scheglov

The Machine Acoustics Institute
of Samara State Aerospace University

The problems of design of a diagnostic system based on a method of laser sheet for a study of cavitation processes on an input of a pump of an air high power engine are considered. The description of a designed experimental system and the obtained images of cavitation structures are given. Using the analysis of the cavitation structure the conclusion about efficiency of the designed improving of an input channel of the pump is given.

УМЕНЬШЕНИЕ ОШИБОК СТАБИЛИЗАЦИИ СООСНЫХ ТЕЛ
ПЕРЕМЕННОГО СОСТАВА ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ

© 2002 В. С. Асланов¹, А. В. Дорошин¹, Г. Е. Круглов²

¹ Самарский государственный аэрокосмический университет

² Государственный научно-производственный
ракетно-космический центр “ЦСКБ-Прогресс”

Рассматривается пространственное движение спускаемого аппарата (СА) с двойным вращением на активном участке траектории спуска. При построении динамических уравнений движения СА рассматривается как механическая система соосных тел переменной массы с малыми относительными смещениями центра масс. Находятся приближенные решения для углов пространственной ориентации СА и скорости движения его центра масс на непродолжительном активном участке траектории спуска и условие уменьшения (неувеличения) амплитуды нутационных колебаний, позволяющие проводить оценку эффективности стабилизации частичной закруткой и вычислять ошибки в величине и направлении вектора тормозной тяги, обеспечивающей сход СА с орбиты.

1. Постановка задачи. Для схода СА с орбиты при осуществлении спуска в определенном направлении выдается тормозной импульс, который формируется тормозной двигательной установкой (ТДУ). Направление вектора тормозной тяги, как правило, гироскопически стабилизируется закруткой аппарата относительно собственной продольной оси. При этом для СА с двойным вращением применима частичная закрутка [1], когда во вращение приводится какой-либо стабилизирующий блок, например, тормозная двигательная установка, сам же СА (или СК-спускаемая капсула) во вращение не приводится. Описание движения СА с двойным вращением можно проводить на основе механической системы соосных тел. При выгорании топлива происходит изменение инер-

ционно-массовых параметров аппарата. Пространственное движение СА вокруг собственного центра масс является одной из наиболее важных причин отклонения вектора тормозной тяги от необходимого направления. Это связано, прежде всего, с нутационно-прецессионным движением оси СА, вдоль которой сориентирован вектор тяги. Отклонения вектора тормозной тяги в свою очередь приводят к увеличению области рассеивания точек посадки аппарата (рис. 1). Ставится задача построения математической модели движения соосных тел переменной массы и определения ограничений, накладываемых на инерционно-массовые параметры, обеспечивающих наименьшие амплитуды нутационных колебаний и наименьшие величины ошибок стабилизации.

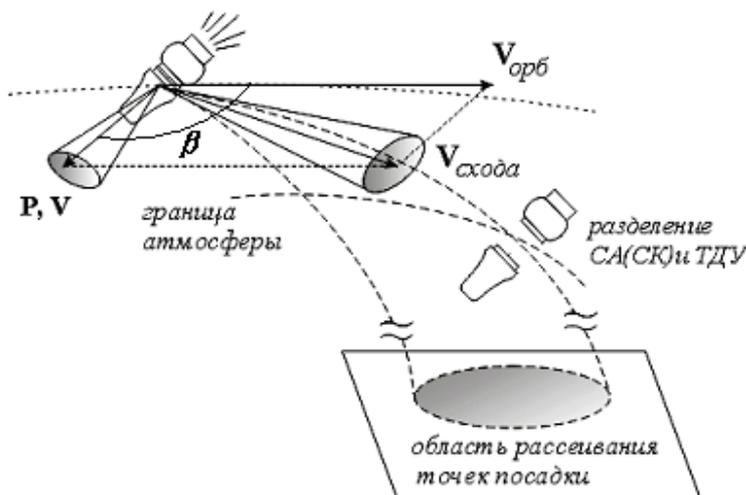


Рис. 1. Отклонения вектора тормозной тяги и область рассеивания точек посадки

2. Уравнения движения соосных тел переменной массы. При описании движения систем переменного состава (массы) примем гипотезу контактного взаимодействия отбрасываемых частиц и тела, так называемую гипотезу «близкодействия» [2], согласно которой частицы, получившие относительную скорость при отделении от тела, уже не принадлежат телу и никак на него не действуют.

Для вывода уравнений движения системы соосных тел с переменной массой воспользуемся теоремой об изменении кинетического момента [2]. Следует учесть тот факт, что в процессе выгорания топлива центр масс будет перемещаться внутри СА. Поэтому целесообразно записывать уравнения движения в системе координат, жестко связанной с телами и имеющей начало в точке O одного из тел, совпадающей с начальным положением центра масс.

Введем следующие системы координат (рис. 2): $M\xi\eta\zeta$ - неподвижная в абсолютном пространстве система координат; $OXYZ$ - подвижная система координат с началом в точке системы O , оси которой остаются коллинеарными осям неподвижной системы все время движения; $Oxyz$ и $Ox'y'z'$ - системы

координат, жестко связанные соответственно с телами 2 и 1, вращающиеся относительно системы $OXYZ$.

Для построения уравнений движения, прежде всего, необходимо вычислить кинетический момент системы с переменной массой [2]. Запишем кинетический момент соосных тел в неподвижной системе координат как сумму кинетических моментов всех точек, составляющих эти тела. Из рис. 2 видно, что

$$\vec{r}_v = \vec{r}_0 + \vec{\rho}_v. \quad (1)$$

Точки, входящие в состав системы, отличаются своей принадлежностью к телу 1 или к телу 2. При выводе уравнений будем различать принадлежность точек телам 1 и 2 индексами v_1 и v_2 . Дифференцируя выражение (1) по времени, для скоростей точек получим

$$\vec{v}_{v_i} = \vec{v}_0 + \vec{\omega}_i \times \vec{\rho}_{v_i}, \quad (i = 1, 2), \quad (2)$$

где $\vec{\omega}_1$ и $\vec{\omega}_2$ - угловые скорости движения связанных с телами 1 и 2 систем координат $Ox'y'z'$ и $Oxyz$ соответственно. Кинетический момент системы можно представить в виде

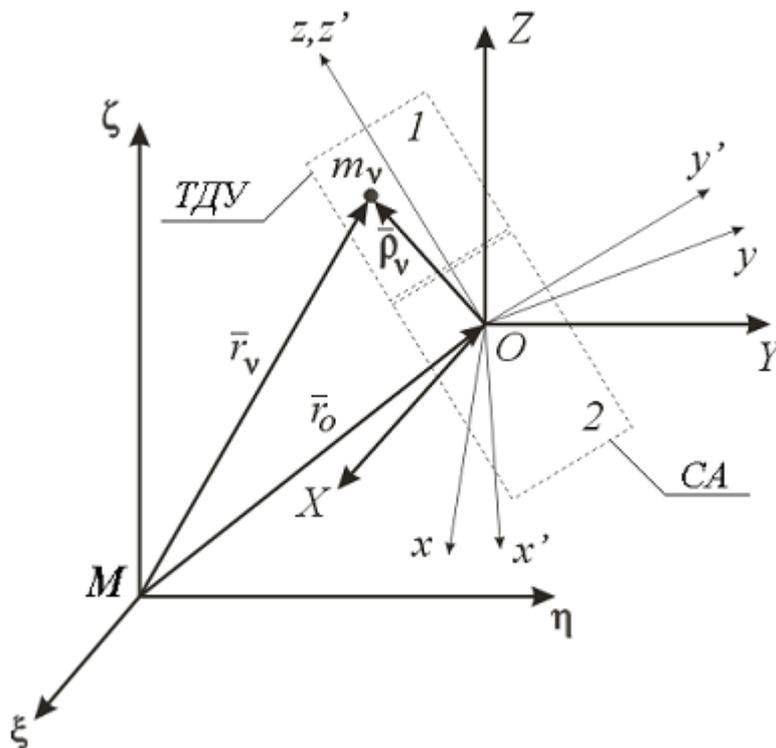


Рис. 2. Используемые системы координат

$$\vec{K} = \sum_{i=1}^2 \left(\vec{K}_{i,O} + \vec{r}_O \times m_i \vec{v}_{C_i}^{(e)} + \vec{\rho}_{C_i} \times m_i \vec{v}_O \right), \quad (3)$$

где $\vec{K}_{i,O} = \sum_{v_i} m_{v_i} \vec{\rho}_{v_i} \times \vec{\omega}_i \times \vec{\rho}_{v_i}$ - кинетический момент тела i относительно точки O , вычисленный в системе координат $OXYZ$;

$\vec{v}_{C_i}^{(e)} = \vec{v}_O + \vec{\omega}_i \times \vec{\rho}_{C_i}$ - так называемая переносная скорость центра масс тела i .

Запишем выражение теоремы об изменении кинетического момента системы переменной массы [2]:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}^e + \vec{M}^R + \sum_v \vec{r}_v \times \frac{dm_v}{dt} \vec{v}_v, \quad (4)$$

где \vec{M}^e - главный момент внешних сил;

\vec{M}^R - главный момент реактивных сил;

$\sum_v \vec{r}_v \times \frac{dm_v}{dt} \vec{v}_v$ - сумма моментов количеств

движений частиц, отброшенных в единицу времени в их переносном движении относительно неподвижной системы координат. Следуя [2], выражение (4) можно преобразовать к виду, определяющему теорему об изменении кинетического момента относительно поступательно движущейся системы осей $OXYZ$:

$$\sum_{i=1}^2 \frac{d\vec{K}_{i,O}}{dt} = \sum_{i=1}^2 \sum_{v_i} \vec{\rho}_{v_i} \times \frac{dm_{v_i}}{dt} (\vec{\omega}_i \times \vec{\rho}_{v_i}) + \vec{M}_O^e + \vec{M}_O^R - \vec{\rho}_C \times m \vec{w}_O, \quad (5)$$

где \vec{w}_O - абсолютное ускорение полюса O , для которого в рассматриваемом случае можно получить

$$\vec{w}_O = \left(\vec{\Phi}^R - \vec{\varepsilon}_2 \times m \vec{\rho}_C - m \vec{\omega}_2 \times \vec{\omega}_2 \times \vec{\rho}_C \right) / m.$$

Переменным по массе примем лишь тело 1, соответствующее тормозной двигательной установке. Пусть тела 1 и 2 являются динамически симметричными, причем в

процессе изменения массы тела 1 его динамическая симметрия не нарушается. Центр масс системы двух тел смещается с некоторой скоростью q_c строго по направлению продольной оси в сторону центра масс тела 2. В качестве движущегося полюса O выберем точку, принадлежащую телу 2, совпадающую с начальным положением центра масс системы (рис. 3). Пусть происходит симметричное выгорание топлива, а отброс точек происходит строго в направлении продольной оси без линейных и угловых эксцентриситетов тяги. Тогда моменты от реактивных сил относительно точки O будут отсутствовать. Рассмотрим свободное движение системы соосных тел переменной массы при отсутствии внешних сил и моментов. Запишем угловые скорости и кинетические моменты тел в проекциях на оси своих связанных систем координат:

$$\vec{\omega}_1 = p' \vec{i}' + q' \vec{j}' + r' \vec{k}'; \quad \vec{\omega}_2 = p \vec{i} + q \vec{j} + r \vec{k};$$

$$\vec{K}_{1,O} = A_1(t) p' \vec{i}' + A_1(t) q' \vec{j}' + C_1(t) r' \vec{k}';$$

$$\vec{K}_{2,O} = A_2 p \vec{i} + A_2 q \vec{j} + C_2 r \vec{k},$$

где A_i и C_i - экваториальный и продольный моменты инерции тела i , вычисленные в связанной с телом системе координат (для тела 2 - $Oxyz$, для тела 1 - $Ox'y'z'$); $\{\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}\}$ $\{\vec{i}', \vec{j}', \vec{k}'\}$ - орты указанных систем. Тела системы могут вращаться относительно друг друга лишь в направлении общей продольной оси, совпадающей с Oz (а также с Oz'). При этом угол и скорость закручивания тела 1 относительно тела 2 в направлении продольной оси Oz обозначим, соответственно, как δ и σ , причем $\sigma = \dot{\delta}$. Параметры пространственной ориентации соосных тел как спускаемого аппарата с двойным вращением указаны на рис. 3.

На основе теоремы (5) в рассматриваемом случае можно записать следующие динамические уравнения движения соосных тел переменной массы:

$$\begin{aligned} (A(t) - m\rho_C^2(t))\dot{p} + B(t)qr + C_1(t)q\sigma &= 0, \\ (A(t) - m\rho_C^2(t))\dot{q} - B(t)pr - C_1(t)p\sigma &= 0, \\ C_2\dot{r} + C_1(t)(\dot{r} + \dot{\sigma}) &= 0, \end{aligned} \quad (6)$$

где $B(t) = C(t) - A(t)$, $C(t) = C_2 + C_1(t)$, $A(t) = A_2 + A_1(t)$.

При описании движения СА с малыми относительными смещениями центра масс $\rho_C = \rho_C(t)$ величины $m\rho_C^2(t)$ можно исключить из рассмотрения. Например, в системах дистанционного зондирования земной поверхности используются малые СА со следующими диапазонами изменения инерционно-массовых параметров в процессе выработки топлива: $m \sim 65 \div 50$ кг, $A_1 \sim 3 \div 1$ кг·м², $A_2 \sim 3$ кг·м², $C_1 \sim 0,4 \div 0,2$ кг·м², $C_2 \sim 0,3$ кг·м². Для таких СА величина ρ_C во все время движения не становится больше 0,03 м, причем $m\rho_C^2(t)/(A_2 + A_1(t)) \ll 1$.

С учетом последнего замечания уравнения движения соосных тел с переменной массой (6) в случае небольших относительных смещений центра масс отличаются от урав-

нений движения соосных тел постоянной массы [1] лишь тем, что моменты инерции переменны во времени.

Механическая система соосных тел имеет четыре степени свободы, поэтому необходимо еще одно динамическое уравнение, соответствующее координате относительно закручивания d , которое можно получить с помощью уравнения Лагранжа второго рода:

$$C_1(t)(\dot{r} + \dot{\sigma}) = M_\delta, \quad (7)$$

где M_δ - момент внутреннего взаимодействия тел.

Уравнения (6) и (7) представляют собой динамические уравнения свободного движения системы соосных тел переменного состава с учетом внутреннего взаимодействия. Для замыкания системы добавим кинематические уравнения, записанные для углов, представленных на рис. 3:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= p \sin\varphi + q \cos\varphi, \quad \dot{\psi} = \frac{1}{\cos\gamma}(p \cos\varphi - q \sin\varphi), \\ \dot{\phi} &= r - \frac{\sin\gamma}{\cos\gamma}(p \cos\varphi - q \sin\varphi), \quad \dot{\delta} = \sigma. \end{aligned} \quad (8)$$

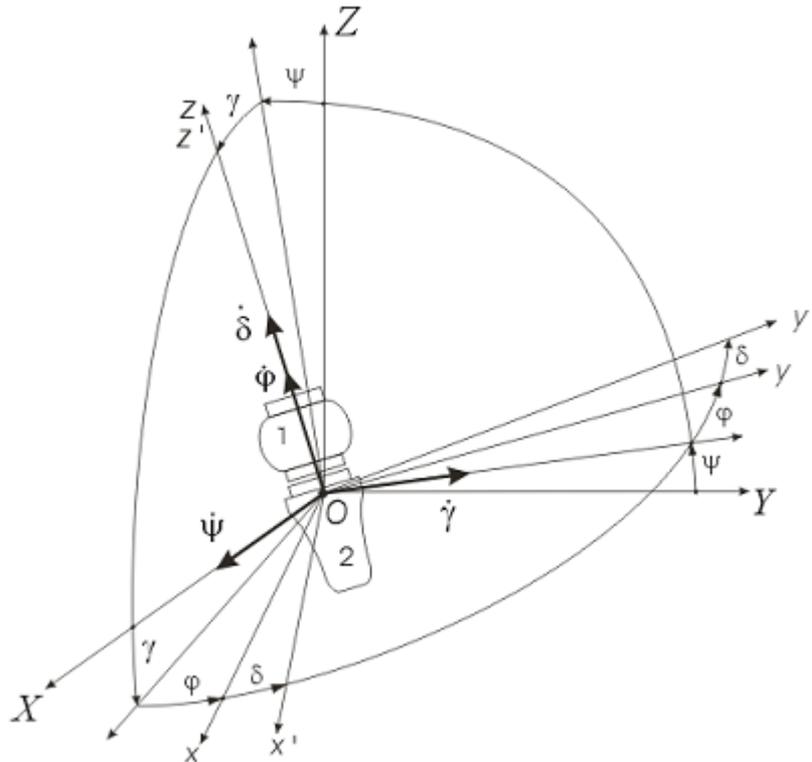


Рис. 3. Параметры пространственной ориентации СА с двойным вращением

3. Решения для углов пространственной ориентации. Тормозные двигательные установки малых СА могут представлять собой ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). При проведении весьма приближенного анализа движения можно считать массу, продольные и поперечные моменты инерции ТДУ убывающими по линейному закону, что с достаточно большой точностью выполняется для РДТТ с топливными зарядами звездообразного профильного сечения и пакетно-шашечными зарядами в силу равномерности их выгорания. Примем следующие линейные законы изменения моментов инерции:

$$\begin{aligned} A_1(t) &= A_1 - \frac{A_1 - A_{1,k}}{T} t, \quad A_2 = const, \\ C_1(t) &= C_1 - \frac{C_1 - C_{1,k}}{T} t, \quad C_2 = const, \end{aligned} \quad (9)$$

где $A_i, C_i, A_{1,k}, C_{1,k}$ - величины экваториальных и продольных моментов инерции тел, соответствующие началу и концу работы тормозной двигательной установки; T - время работы ТДУ.

Перейдем к переменным $\{G, F\}$ типа "амплитуда-фаза" с помощью следующей замены:

$$p(t) = G(t) \sin F(t), \quad q(t) = G(t) \cos F(t). \quad (10)$$

Пусть между соосными телами момент внутреннего взаимодействия отсутствует, тогда первые два уравнения (6) в новых переменных можно записать в виде

$$(A - at)\dot{G} = 0, \quad (A - at)\dot{F} = k - nt, \quad (11)$$

где $A = A_1 + A_2, a = \frac{A_1 - A_{1,k}}{T},$

$$c = \frac{C_1 - C_{1,k}}{T},$$

$$k = r_0(A - C_1 - C_2) - C_1\sigma_0,$$

$$n = ar_0 - c[r_0 + \sigma_0].$$

Из последнего уравнения системы (6) и уравнения (7) следует, что $r = r_0, \sigma = \sigma_0.$

Система (11) имеет следующее решение:

$$\begin{aligned} G &= L_0, \\ F(t) &= s_0 + \frac{n}{a}t - \left(\frac{k}{a} - \frac{A \cdot n}{a^2}\right) \ln\left(1 - \frac{a}{A}t\right), \end{aligned} \quad (12)$$

где $L_0 = const, s_0 = const$ - начальные значения амплитуды и фазы.

Раскладывая логарифм в решении (12) в степенной ряд с учетом того, что

$$0 \leq \frac{a}{A}t \leq \frac{a}{A}T < 1, \text{ отбрасывая из рассмотрения величины, пропорциональные } a^2T^2/A^2,$$

как члены более высокого порядка малости, получим

$$F(t) \approx s_0 + \omega \cdot t + \mu \cdot t^2, \quad (13)$$

$$\text{где } \omega = \frac{k}{A}, \quad \mu = \frac{1}{2} \left(\frac{a \cdot k}{A^2} - \frac{n}{A} \right).$$

Окончательно для экваториальных угловых скоростей можно записать:

$$\begin{aligned} p(t) &= L_0 \sin(s_0 + [\omega + \mu \cdot t] \cdot t), \\ q(t) &= L_0 \cos(s_0 + [\omega + \mu \cdot t] \cdot t). \end{aligned} \quad (14)$$

Из (14) видно, что в связи с изменением массы системы экваториальные угловые скорости имеют постоянную амплитуду и изменяющуюся во времени частоту, убывание или возрастание которой будет определяться знаком величины m , а в случае постоянства массы ($m = 0$) решения для экваториальных угловых скоростей будут совпадать с зависимостями, полученными ранее [1].

Рассмотрим случай движения системы при частичной закрутке, при которой в быстрое вращение вокруг продольной оси приведен стабилизирующий блок (тело 1), а тело 2 вдоль продольной оси не закручено, т. е. $r_0 = 0$. Частичная закрутка СА предполагает малость экваториальных составляющих угловой скорости системы p и q , что, в свою очередь, обеспечивается малостью амплитуды L_0 . Более того, рассмотрим случай движения с ма-

лыми величинами углов γ и ψ . Малость углов γ и ψ соответствует движению с малыми углами нутации θ (углами между осями OZ и Oz), для которых выполняется следующее соотношение сферической геометрии:

$$\cos \theta = \cos \gamma \cdot \cos \psi \Rightarrow \theta^2 \cong \gamma^2 + \psi^2. \quad (15)$$

В случае частичной закрутки при введенных выше предположениях на достаточно малом временном промежутке, соответствующем выгоранию топлива ($T \approx 15-25$ с), справедливы уравнения

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &\cong L_0 \sin(s_0 + \omega \cdot t + \mu \cdot t^2), \\ \dot{\psi} &\cong L_0 \cos(s_0 + \omega \cdot t + \mu \cdot t^2), \dot{\phi} \cong 0. \end{aligned} \quad (16)$$

Решение для системы (16) записывается в интегралах Френеля.

4. Минимизация амплитуды нутационных колебаний. Проведем оценку величины угла нутации, являющейся одним из определяющих факторов рассеивания тормозного импульса СА. В рассматриваемой практической задаче имеет место малость параметра m . Введем медленную поправку к частоте $\tau = \mu t$. Следуя [3], самое первое и весьма приближенное представление о движении системы можно получить, если принять τ в качестве параметра, взяв, например, его среднее значение: $\tau = \bar{\tau} = \mu T/2$. В этом случае для углов ориентации можно приближенно записать:

$$\begin{aligned} \gamma(t) &\approx -\frac{L_0}{\omega + \tau} [\cos([\omega + \tau] \cdot t + s_0) - \cos s_0] + \gamma_0, \\ \psi(t) &\approx \frac{L_0}{\omega + \tau} [\sin([\omega + \tau] \cdot t + s_0) - \sin s_0] + \psi_0. \end{aligned} \quad (17)$$

Из выражений (15) и (17) следует приближенная зависимость угла нутации от времени:

$$\begin{aligned} \theta^2(t) &\approx \frac{2L_0^2}{(\omega + \tau)^2} \left[1 - \cos([\omega + \tau] \cdot t) \right] + \\ &+ \frac{2L_0}{\omega + \tau} \left\{ \psi_0 (\sin([\omega + \tau] \cdot t + s_0) - \sin s_0) - \right. \\ &\left. - \gamma_0 (\sin([\omega + \tau] \cdot t + s_0) - \sin s_0) \right\} + \theta_0^2. \end{aligned} \quad (18)$$

Из анализа величины знаменателя у амплитуды нутационных колебаний в (18) следует, что для уменьшения амплитуды колебаний по углу нутации необходимо и достаточно того, чтобы величины μ и ω имели одинаковые знаки. Чем большие значения по величине принимает параметр μ , тем более быстро происходит затухание нутационных колебаний. Таким образом, оптимальной точкой в пространстве проектных параметров будет точка, для которой обеспечивается наибольшее и наиболее быстрое затухание колебаний, что будет выполняться при следующем условии:

$$\begin{cases} \operatorname{sgn} \mu = \operatorname{sgn} \omega, \\ |\mu| \rightarrow \sup. \end{cases} \quad (19)$$

В случае, когда реализуется стабилизация продольной оси СА с помощью частичной закрутки, т. е. когда $r_0 = 0$, для μ и ω выполняются соотношения

$$\begin{aligned} \mu &= \frac{-\sigma_0}{2T(A_1 + A_2)^2} \left[\Delta_A \cdot C_1 - \Delta_C \cdot (A_1 + A_2) \right], \\ \omega &= \frac{-C_1 \sigma_0}{A_1 + A_2}, \end{aligned} \quad (20)$$

где $\Delta_A = A_1 - A_{1,k}$, $\Delta_C = C_1 - C_{1,k}$ - конечные изменения величин моментов инерции.

Величины $\{\Delta_A, \Delta_C\}$ образуют в рассматриваемой задаче пространство проектных параметров. Возможное увеличение величины σ_0 (а следовательно, и частоты ω) считается очевидным и не является предметом оптимизации, длительность работы двигательной установки T также не варьируется. С учетом выражений (20), принимая во внимание то, что управляющие величины Δ_A, Δ_C в рассматриваемой задаче положительны, условие (19) можно равносильно преобразовать к виду следующего неравенства:

$$\frac{\Delta_A}{A_1 + A_2} > \frac{\Delta_C}{C_1}. \quad (21)$$

Оптимальными величинами Δ_A^* , Δ_C^* будут являться такие величины из “оптимального” подмножества проектных параметров (рис. 4), при которых

$$\Delta_A / (A_1 + A_2) - \Delta_C / C_1 \rightarrow \sup_{\{\Delta_A, \Delta_C\}} .$$

“Оптимальное” подмножество проектных параметров, для которых амплитуда нутационных колебаний не увеличивается, представлено для некоторой гипотетической области возможных проектных параметров (рис. 4) в пространстве $\{\Delta_A, \Delta_C\}$, располагающихся выше прямой, определяющей границу “оптимального” подмножества

$$\Delta_A = k \cdot \Delta_C, \quad k = (A_1 + A_2) / C_1 . \quad (22)$$

Оптимальными величинами Δ_A^* , Δ_C^* будут являться величины, соответствующие точке с наибольшим удалением от прямой (22) по оси Δ_A . На рис. 4 приведен набор точек, которые пронумерованы в соответствии с уменьшением указанного удаления.

Например, точка 1 имеет наибольшее положительное удаление (точка выше границы), а точка 7 – наименьшее отрицательное (точка ниже границы) удаление. Таким образом, точка 1 определяет оптимальные величины, а точка 7 соответствует наихудшему сочетанию величин, для которого имеет место наибольшая величина амплитуды нутационных колебаний.

Выбор оптимальных величин определяется конфигурацией множества возможных проектных параметров. Невыполнение условия (21) приводит к росту амплитуды колебаний по углу нутации и, следовательно, к увеличению рассеивания точек посадки.

5. Оценка эффективности стабилизации. В практической деятельности используются следующие две оценки эффективности стабилизации:

$$\begin{aligned} \Pi_1 &= \frac{\sqrt{V_{Xk}^2 + V_{Yk}^2}}{|\vec{V}_k|} \leq \bar{\Pi}_1, \\ \Pi_2 &= \frac{|\vec{V}_n - \vec{V}_k|}{|\vec{V}_n|} \cdot 100\% \leq \bar{\Pi}_2, \end{aligned} \quad (23)$$

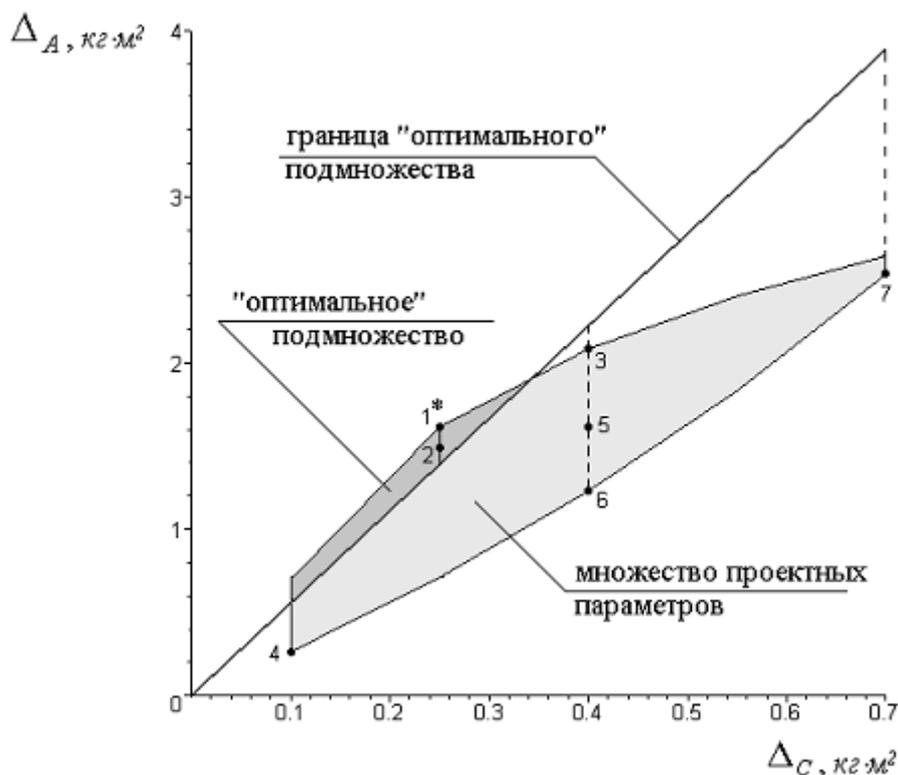


Рис. 4. Выбор оптимальных значений из множества проектных параметров, обеспечивающих наименьшую амплитуду нутационных колебаний

где $|\vec{V}_k| = \sqrt{V_{xk}^2 + V_{yk}^2 + V_{zk}^2}$ - величина скорости центра масс СА в конце работы тормозной двигательной установки; $|\vec{V}_n|$ - номинальное значение конечной скорости центра масс СА, вычисляемое при отсутствии нутационных колебаний. Первая оценка (23) характеризует угловую ошибку Π_1 в выдаче тормозного импульса, а вторая – относительную ошибку Π_2 по величине в приращении скорости центра масс, величины которых сравниваются с их допустимыми значениями $\bar{\Pi}_1$ и $\bar{\Pi}_2$, определяемыми требованиями к величине рассеивания точек посадки СА и являющимися заданными.

Приведем результаты численных расчетов для точек 1-7 из гипотетической области проектных параметров (рис. 4). На рис. 5 представлены графики зависимостей угла нутации от времени, а на рис. 6 – графики зависимостей угловой ошибки Π_1 от длительности работы ТДУ; цифрами обозначены зависимости, соответствующие точкам 1-7, а жирными линиями выделены зависимости, соответствующие оптимальным величинам Δ_A^* , Δ_C^* . Расчеты проводились при следующих параметрах системы и начальных условиях движения:

$$A_1 = 2,5 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, A_2 = 2,5 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \\ C_1 = 0,9 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, C_2 = 0,3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, m_0 = 65 \text{ кг},$$

$$m_k = 50 \text{ кг}, m = 57 \text{ кг}, \Psi_0 = \gamma_0 = 0,1 \text{ рад}, \\ s_0 = 0 \text{ рад}, r_0 = 0 \text{ рад} / \text{с}, \sigma_0 = 20 \text{ рад} / \text{с}, \\ L_0 = 1,1 \text{ рад} / \text{с}, T = 25 \text{ с}.$$

Скорость центра масс СА вычислялась численным интегрированием уравнений его движения на непродолжительном орбитальном участке в плоском поле тяготения с учетом пространственной ориентации. При этом тяга ТДУ изначально направлена под углом $\beta=135^\circ$ к направлению движения вдоль орбиты (рис. 1) и имеет величину $P=1400 \text{ Н}$.

Оптимальность точки $\{\Delta_A^*, \Delta_C^*\}$ в данном случае заключается в том, что при прочих равных начальных условиях движения и инерционно-массовых параметрах СА наблюдается самая малая амплитуда нутационных колебаний (рис. 5) и, как следствие, самое малое значение угловой ошибки (рис. 6), при этом ошибка по величине всегда принимает свое наименьшее значение.

На основе полученных результатов можно заключить, что для уменьшения ошибок стабилизации твердотопливные заряды в ТДУ необходимо размещать так, чтобы относительное конечное изменение продольного момента инерции ТДУ было как можно меньше относительного конечного изменения экваториального момента инерции системы двух тел, например, располагать пакеты топливных шашек вдоль продольной оси.

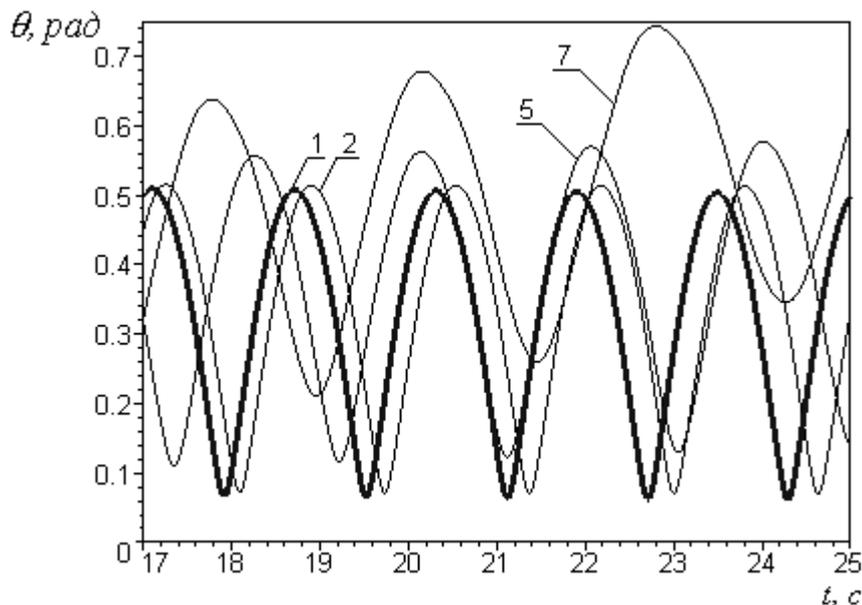


Рис. 5. Зависимости для угла нутации

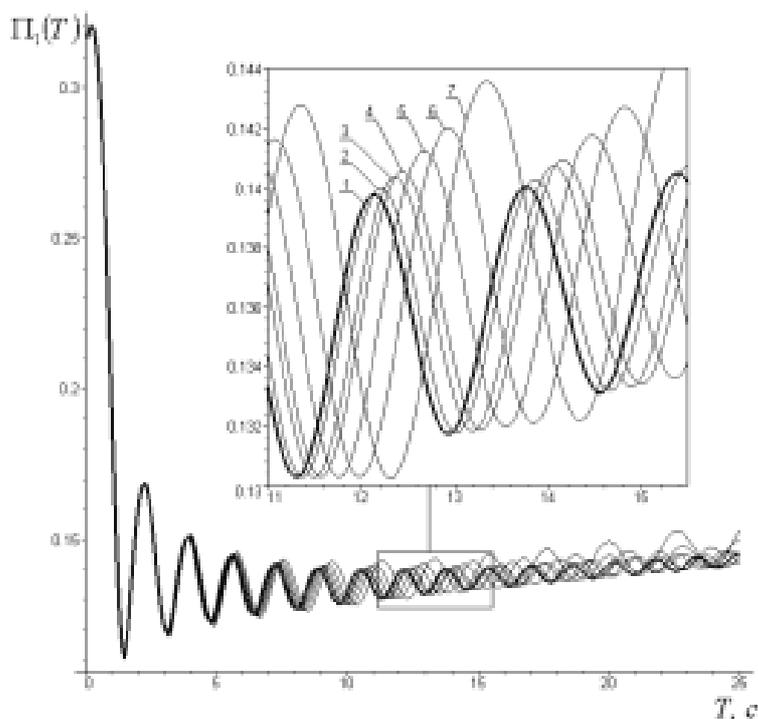


Рис. 6. Зависимости “угловых” ошибок от длительности работы ТДУ

Список литературы

1. Асланов В. С., Дорошин А. В. Стабилизация спускаемого аппарата частичной закруткой при осуществлении неуправляемого спуска в атмосфере // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 2. С. 193-200.

2. Космодемьянский А. А. Курс теоретической механики. Часть II. М.: Просвещение, 1966.

3. Аникеев Г. И. Нестационарные почти периодические колебания роторов. М.: Наука, 1979.

ERRORS REDUCTIONS OF STABILIZATION COAXIAL BODIES WITH VARIABLE STRUCTURE AT REENTER IN THE ATMOSPHERE

© 2002 V. S. Aslanov¹, A. V. Doroshin¹, G. E. Kruglov²

¹Samara State Aerospace University

²«TsSKB-PROGRESS» State Research-and-Production Space Rocket Center

The spatial motion of the reentry vehicle (RV) with double rotation on an active site of a descent trajectory is considered. At construction of the dynamic equations movement RV is considered as mechanical system coaxial bodies with variable weight with small relative displacement of the center weights. Decisions have been approached for corners of spatial orientation RV and speed of movement of his center weights on a short active site of a trajectory descent and condition of reduction of nutation amplitude allowing to carry out an estimation efficiency of stabilization partial spin-up and to calculate of a mistake in size and a direction of a vector of brake draft, ensuring leaving RV from an orbit.

**ПРОЦЕДУРЫ КОРРЕКЦИИ ЦВЕТА КОМПЬЮТЕРНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ
НА ОСНОВАНИИ МНОГООТКЛИКОВЫХ РЕГРЕССИОННЫХ МОДЕЛЕЙ**

© 2002 С. А. Попов, Г. М. Емельянов

Новгородский государственный университет им. Ярослава Мудрого

Предлагаются процедуры коррекции цвета компьютерных изображений с помощью многооткликowych регрессионных моделей. Приводится методика калибровки сканеров при высокой степени воспроизводимости получаемых изображений, основанная на линейаризации цветовых параметров и последующем построении корректирующей функции в виде полинома третьей степени в пространстве *CIELAB* с использованием калиброванных цветовых образцов. Даны рекомендации по методам расчета оценок коэффициентов корректирующей функции цифровых фотографий методом Байеса в случае необходимости коррекции каждого отдельного изображения на основе задаваемых в изображении референтных цветов.

Введение

Цветные изображения, особенно получаемые для профессиональных целей, требуют коррекции цвета. Коррекция цвета таких изображений должна обеспечивать точное воспроизведение цветов изображения в целом и, в частности, его сюжетно важных элементов. Для целей цветовой коррекции широко применяются методы компьютерной обработки изображений, полученных как цифровыми фотокамерами, так и пленочными фотоаппаратами (в последнем случае изображение сканируется). Затем исследуемое компьютерное изображение подвергается редактированию с помощью графических программ. Обычно процедура коррекции цвета выполняется вручную. Как правило, сначала требуется выполнить тоновую коррекцию. Целью тоновой коррекции является настройка тональных диапазонов: средних тонов, полутонов, теней и светов, а также установка белой и черной точек изображения. Процесс цветовой коррекции представляет преобразование цветовых координат и пикселей наблюдаемого изображения в соответствии с корректирующей функцией. В программах обработки изображений эта корректирующая функция известна как тоновая кривая, которая используется для коррекции тона и цвета цифровых изображений вручную [1]. При коррекции тонов тоновая кривая применяется к композиционному каналу, что теоретически должно обеспечивать неизменность цветов. Однако на практике в процессе тоновой коррекции несколько изменяется

и цвет, что вносит дополнительные искажения. Коррекция цвета выполняется также вручную с помощью тоновых кривых, которые применяются к каждому цветовому каналу в отдельности. Фактически математическая модель коррекции в этом случае носит детерминистский характер, поскольку корректирующая кривая проходит точно через заданные в изображении цвета. Одной из главных проблем при этом является обеспечение высококачественного воспроизведения всех цветов. Ручной метод коррекции не учитывает вероятностный характер наблюдения цвета и не может обеспечить высокую точность коррекции цвета всего изображения.

1. Анализ ошибок наблюдения цвета

Цвет пикселя компьютерного изображения представляется вектором $Y = \{y_1, y_2, \dots, y_m\}^T$, где m – количество цветовых координат в цветовой модели. Для цветовой модели *Lab* или *RGB* $m = 3$. Совокупная ошибка наблюдения цвета пикселя в компьютерном изображении может быть представлена тремя составляющими в виде

$$E = E_C + E_P + E_S,$$

где E_C – вектор ошибок цветовых координат, определяемый разбросом наблюдаемых цветовых координат пикселей для однородного цвета (“внутри цвета”), с ковариационной матрицей V_C ; E_P – систематическая погрешность наблюдения цветовых координат

различных цветов для одного изображения; E_S – вектор ошибок наблюдения цвета, описывающий различия цветов изображений, получаемых в одинаковых условиях (“между изображениями”) с ковариационной матрицей V_S .

Анализ различных видов ошибок наблюдений цветовых координат основывался на эксперименте, который состоял в получении нескольких компьютерных изображений цветовой мишени IT8.7/2, содержащей $n = 288$ калиброванных цветовых образцов. Затем по результатам наблюдений цветовых координат пикселей этих изображений рассчитывались ковариационные матрицы “внутри цвета”, “между цветами” и “между изображениями”.

Анализ ковариационных матриц выполнялся на основе принципов многомерного статистического анализа [2] в следующем порядке.

1. Расчет средних значений цветовых координат \bar{Y}_j образцов цвета и расчет оценок элементов ковариационной матрицы V_{Cj} , $j = 1, 2, \dots, n$ для каждого образца цвета.

2. Проверка однородности ковариационных матриц V_{Cj} .

3. Расчет средних значений цветовых координат для всей цветовой мишени $\bar{\bar{Y}}_i$, $i = 1, 2, \dots, N$, где N – число изображений цветовой мишени, и расчет ковариационных матриц “между цветами” S_{li} .

4. Расчет оценок элементов ковариационной матрицы V_S относительно общего среднего $\bar{\bar{Y}}$ для всех изображений.

Матрица межгрупповых сумм квадратов отклонений относительно общей средней по всем изображениям цветовой мишени определяется в виде

$$A_S = \sum_{i=1}^N \left(\bar{Y}_i - \bar{\bar{Y}} \right) \left(\bar{Y}_i - \bar{\bar{Y}} \right)^T$$

с числом степеней свободы $f_1 = N - 1$,

где $\bar{\bar{Y}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N v_i} \sum_{i=1}^N v_i \bar{Y}_i$ – общее среднее для дан-

ного сканера (цифровой фотокамеры) по всем изображениям; v_i – количество пикселей в компьютерном изображении цветовой мишени;

$\bar{Y} = \frac{1}{\sum_{j=1}^n a_j} \sum_{j=1}^n a_j \bar{Y}_j$ – общее среднее для цве-

товой мишени; a_j – количество пикселей в изображении образца цвета; $v_i = \sum_{j=1}^n a_{ij}$.

Ковариационная матрица “между изображениями” равна

$$S_S = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \left(\bar{Y}_i - \bar{\bar{Y}} \right) \left(\bar{Y}_i - \bar{\bar{Y}} \right)^T \quad (1)$$

с числом степеней свободы f_1 .

Ковариационная матрица ошибок “между цветами” внутри i -й цветовой мишени рассчитывается по формуле

$$S_{li} = \frac{1}{(v_i - 1)} \sum_{j=1}^{v_i} \left(\bar{Y}_{ji} - \bar{\bar{Y}}_i \right) \left(\bar{Y}_{ji} - \bar{\bar{Y}}_i \right)^T.$$

Средневзвешенная по всем изображениям ковариационная матрица “между цветами” внутри цветовой мишени равна

$$\bar{S}_1 = \frac{1}{\sum_{i=1}^N v_i - N} \sum_{i=1}^N (v_i - 1) S_{li} \quad (2)$$

с числом степеней свободы $f_2 = \sum_{i=1}^N v_i - N$.

Значимость эффекта изображения проверялась путем сравнения ковариационных матриц S_S “между изображениями” и \bar{S}_1 “между цветами” с помощью статистики Хотеллинга

$$T_1^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N v_i \left(\bar{Y}_i - \bar{\bar{Y}} \right)^T \bar{S}_1^{-1} \left(\bar{Y}_i - \bar{\bar{Y}} \right), \quad (3)$$

которая приблизительно подчиняется распределению Фишера с числом степеней свободы и f_1 , и f_2 .

Если статистика (3) признается значимой, то эффект изображения следует признать значимым, и в этом случае коррекцию цвета необходимо выполнять для каждого отдельно взятого изображения индивидуально. Если же эффект изображения принимается незначимым, то в этом случае вместо коррекции цвета каждого изображения нужно выполнить калибровку сканера (или фотокамеры). Полученные с помощью калиброванного сканера или фотокамеры изображения не требуют цветовой коррекции (хотя бы в течение некоторого периода времени, поскольку процедуру калибровки следует периодически повторять).

Оценка ковариационной матрицы ошибок наблюдений по одному цветовому образцу равна

$$S_{Cj} = \frac{1}{a_j - 1} \sum_{i=1}^{a_j} (Y_{ij} - \bar{Y}_j)(Y_{ij} - \bar{Y}_j)^T. \quad (4)$$

Средневзвешенная по всем цветам ковариационная матрица “внутри цвета” равна

$$\bar{S}_C = \frac{1}{\sum_{j=1}^n a_j - 1} \sum_{j=1}^n (a_j - 1) S_{Cj} \quad (5)$$

с числом степеней свободы $f_3 = \sum_{j=1}^n a_j - n$.

Значимость эффекта цвета проверяется путем сравнения ковариационных матриц “внутри цвета”, полученных относительно среднего \bar{S}_C и относительно известного значения цвета образца с помощью статистики Хотеллинга

$$T_2^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{j=1}^n a_j (\bar{Y}_j - Y_{j0})^T \bar{S}_C^{-1} (\bar{Y}_j - Y_{j0}), \quad (6)$$

где Y_{j0} – вектор известных цветовых координат j -го калиброванного цвета.

Статистика (6) при выполнении нулевой гипотезы приблизительно подчиняется

распределению Фишера с числом степеней свободы и $f_4 = n - 1$, и f_2 .

Если эффект цвета признается значимым, то это означает наличие заметной систематической погрешности воспроизведения цвета, которую нужно компенсировать введением специально подобранной корректирующей функции.

Если эффект цвета признается незначимым, то это означает отсутствие заметной систематической погрешности воспроизведения цвета, и, следовательно, нет необходимости в цветовой коррекции. Следует, однако, отметить, что ковариационная матрица \bar{S}_C характеризует разброс цвета пикселей при формировании в соответствии с принципом метамерности однородного цвета. При отсутствии систематической погрешности средние значения цветовых координат равны истинным. И хотя в целом однородный цвет при этом выглядит правильно, с увеличением разброса цвета пикселей увеличиваются искажения в воспроизведении цвета мелких деталей изображения. Поэтому величина матрицы \bar{S}_C определяет предельную четкость изображения по воспроизведению цвета.

Для оценивания однородности ковариационных матриц S_{Cj} “внутри цвета” использовалось сравнение этих ковариационных матриц со средневзвешенной \bar{S}_C с помощью статистики в виде

$$T_3^2 = \max_j Tr(S_{Cj} \bar{S}_C^{-1}) = \max_j \frac{1}{a_j - 1} \sum_{i=1}^{a_j} (Y_{ij} - \bar{Y}_j) \bar{S}_C^{-1} (Y_{ij} - \bar{Y}_j)^T, \quad (7)$$

($j = 1, 2, \dots, n$) со степенями свободы

$$f_5 = a_j - 1 \text{ и } f_3.$$

Поскольку точное распределение случайной величины типа (7) неизвестно, проверка нулевой гипотезы об однородности ковариационных матриц выполнялась методом стохастического моделирования ценой некоторой потери мощности критерия [2]. Для реализации этого метода выполняется k мо-

делирования величины T_3^2 при условии выполнения нулевой гипотезы. Полученные величины упорядочиваются по возрастанию и определяется количество k_1 значений, величины которых превышают оценку \hat{T}_3^2 , рассчитанную по выборочным данным. Тогда значение функции распределения вероятности P для статистики (7) при условии выполнения нулевой гипотезы имеет вид

$$P = \Pr\{T_3^2 < \hat{T}_3^2\} = 1 - \frac{k_1}{k},$$

что позволяет принимать решение об однородности соответствующих ковариационных матриц.

Проверка однородности ковариационных матриц S_{C_j} выполнялась для различных типов цветных сканеров и цифровых фотокамер (всего исследовались две цифровые камеры и шесть видов сканеров). Значения величин P в различных ситуациях находились в диапазоне от 0,83 до 0,98. Это говорит о том, что в некоторых случаях ковариационные матрицы являются неоднородными и для построения модели коррекции цвета необходимо аппроксимировать их зависимость от величины цвета.

2. Многооткликовые калибровочные модели

При высокой воспроизводимости цвета изображений, что характерно, например, для качественных сканеров, строится калибровочная модель, которая после калибровки сканера позволяет получать точное воспроизведение цветов различных изображений без дополнительной коррекции [3]. Анализ ошибок цветовоспроизведения изображений необходимо выполнять в однородном цветовом пространстве *CIELAB*, в котором ошибка наблюдения цвета с цветовыми координатами L, a, b в виде

$$\Delta E_{ab} = \sqrt{\Delta L^2 + \Delta a^2 + \Delta b^2}$$

практически слабо зависит от величин цветовых координат, хотя исходные компьютер-

ные изображения получаются в цветовой модели *RGB*.

Соотношение между вектором X известных значений *CIELAB* цветовых координат и вектором Y наблюдаемых *RGB* цветовых координат пикселей изображения представляется многооткликовой регрессионной моделью [4] в виде

$$Y = F(B, X) + E, \quad (8)$$

где $X = \{x_1, x_2, x_3\}^T$, $Y = \{y_1, y_2, y_3\}^T$,

$E = \{e_1, e_2, e_3\}^T$ – нормально распределенная ошибка наблюдения цветовых параметров с нулевым вектором математических ожиданий $Ep\{E\} = 0$ и ковариационной матрицей $Var\{E\} = Ep\{EE^T\} = V_E$;

$F(B, X) = \{f_1(B, X), f_2(B, X), f_3(B, X)\}^T$ – вектор функций, известных с точностью до коэффициентов;

$B = \{b_1, b_2, \dots, b_l\}^T$ – вектор неизвестных коэффициентов модели.

В данном случае предполагается, что ошибка E в модели (8) совпадает с ошибкой E_C . С учетом дублирования экспериментов, когда на одном цветовом образце с заданными цветовыми параметрами X имеется a_j наблюдений (пикселей), по которым рассчитывается среднее значение наблюдаемых цветовых параметров, выражение для расчета оценок коэффициентов может быть представлено в виде итерационной процедуры [4]

$$\hat{B}^s = \hat{B}^{s-1} + V_B^{-1} \sum_{j=1}^n a_j P(X_j) V_E^{-1} (\bar{Y}_j - F(\hat{B}^{s-1}, X_j)), \quad (9)$$

где s – номер итерации; a_j – число пикселей j -го цветового образца, по которым определяется среднее значение \bar{Y}_j цветовых координат; V_B – ковариационная матрица оценок коэффициентов;

$$P(X) = \left\{ \frac{\partial f_1(B, X)}{\partial B} \Big|_{\hat{B}}, \frac{\partial f_2(B, X)}{\partial B} \Big|_{\hat{B}}, \frac{\partial f_3(B, X)}{\partial B} \Big|_{\hat{B}} \right\}.$$

При неоднородных ковариационных матрицах V_E ошибок наблюдений зависимость величины их элементов от значений цветовых координат представлялась в виде полной квадратичной модели

$$S_E(X) = Q(X)A, \quad (10)$$

где $X = \{\bar{R}, \bar{G}, \bar{B}\}^T$ – вектор средних значений цветовых координат,

$S_E = \{s_R^2, s_G^2, s_B^2, s_{RG}^2, s_{RB}^2, s_{GB}^2\}^T$ – вектор оценок элементов ковариационной матрицы,

$A = \{a_1, a_2, \dots, a_{60}\}^T$ – вектор оцениваемых по результатам эксперимента коэффициентов.

Для модели в виде полного квадратичного полинома матрица $Q(X)$ имеет размерность (6×60) и представляется в виде

$$Q(X) = \begin{Bmatrix} 1, \bar{R}, \bar{G}, \bar{B}, \bar{R}^2, \bar{G}^2, \bar{B}^2, \bar{R}\bar{G}, \bar{R}\bar{B}, \bar{G}\bar{B}, 0, \dots, 0 \\ 0, \dots, 0, 1, \bar{R}, \bar{G}, \bar{B}, \bar{R}^2, \bar{G}^2, \bar{B}^2, \bar{R}\bar{G}, \bar{R}\bar{B}, \bar{G}\bar{B}, 0, \dots, 0 \\ \dots \\ 0, \dots, 0, \bar{R}, \bar{G}, \bar{B}, \bar{R}^2, \bar{G}^2, \bar{B}^2, \bar{R}\bar{G}, \bar{R}\bar{B}, \bar{G}\bar{B} \end{Bmatrix}$$

Процесс калибровки проводится в два этапа. На первом этапе выполняется процедура линеаризации, обеспечивающая линейность цветовых координат для образцов таблицы градаций серого и компенсирующая цветовой оттенок серых тонов (баланс серого). Для этого по таблице градаций серого строится нелинейная модель с коэффициентами, обеспечивающими чистый серый цвет. В качестве таких моделей в системе RGB рекомендуется выбирать модели типа

$$y_i = b_{i1} + b_{i2} \text{Exp}(b_{i3}x)$$

$$\text{или } y_i = (b_{i1} + b_{i2}x)^{b_{i3}} \quad (i=1, 2, 3).$$

На втором этапе для линеаризованного отклика Y выполняется построение трехоткликовой модели $Lab - RGB$, в качестве которой использовался полином третьей степени со всеми взаимодействиями (всего 60 коэффициентов). Расчет оценок коэффициентов B выполнялся по формуле вида (9), в кото-

рой вместо ковариационной матрицы V_E используется ее аппроксимация S_E в виде (10)

$$\hat{B}^s = \hat{B}^{s-1} + \rho^{s-1} V_B^{s-1} \times \sum_{j=1}^n a_j P(X_j) [S_E(X_j)]^{-1} [\bar{Y}_j - F(\hat{B}^{s-1}, X_j)], \quad (11)$$

где шаг итерации ρ выбирается исходя из обеспечения наилучшей сходимости итерационной процедуры.

Матрица $P(X)$ в выражении (11) для модели в виде полного полинома третьей степени имеет размерность (3×60) и представляется в виде

$$P(X) = \begin{Bmatrix} 1, \bar{R}, \bar{G}, \bar{B}, \bar{R}^2, \bar{G}^2, \bar{B}^2, \bar{R}^3, \bar{G}^3, \bar{B}^3, \bar{R}\bar{G}, \dots, \bar{R}\bar{G}\bar{B}, 0, \dots, 0 \\ 0, \dots, 0, 1, \bar{R}, \bar{G}, \bar{B}, \bar{R}^2, \bar{G}^2, \bar{B}^2, \bar{R}^3, \bar{G}^3, \bar{B}^3, \bar{R}\bar{G}, \dots, \bar{R}\bar{G}\bar{B}, 0, \dots, 0 \\ \dots \\ 0, \dots, 0, 1, \bar{R}, \bar{G}, \bar{B}, \bar{R}^2, \bar{G}^2, \bar{B}^2, \bar{R}^3, \bar{G}^3, \bar{B}^3, \bar{R}\bar{G}, \dots, \bar{R}\bar{G}\bar{B} \end{Bmatrix}$$

Ковариационная матрица оценок коэффициентов для случая дублирования и неравноточных наблюдений принимает вид

$$V_B \approx \left\{ \sum_{j=1}^n a_j P^T(X_j) [S_E(X_j)]^{-1} P(X_j) \right\}^{-1}$$

Ковариационная матрица оценок RGB цветовых координат для заданных $CIELAB$ координат равна

$$V_Y \approx P^T(X) V_B P(X).$$

Окончательно для выполнения процедуры коррекции цвета на основании модели (8) для наблюдаемого цвета Y необходимо определить оценку истинного цвета X . Когда известны оценки коэффициентов \hat{B} , модель (8) используется для преобразования цветовых координат всего изображения в виде

$$X = F^{-1}(\hat{B}, Y),$$

где $X = F^{-1}(B, Y)$ – функция, обратная функции $Y = F(B, X)$.

Максимально правдоподобные оценки \hat{X} вектора X минимизируют квадратичную форму $[Y - F(\hat{B}, X)]^T V_Y^{-1} [Y - F(\hat{B}, X)]$ и определяются с помощью следующей итерационной процедуры:

$$\hat{X}^s = \hat{X}^{s-1} + (V_X^{-1})^{s-1} \left[\Omega^{s-1} (V_Y^{-1})^{s-1} \Delta^{s-1} \right], \quad (12)$$

где $\Delta^{s-1} = Y - F(\hat{B}, \hat{X}^{s-1})$,

$$\Omega = \left\{ \left. \frac{\partial f_1(\hat{B}, X)}{\partial X} \right|_{\hat{X}}, \left. \frac{\partial f_2(\hat{B}, X)}{\partial X} \right|_{\hat{X}}, \left. \frac{\partial f_3(\hat{B}, X)}{\partial X} \right|_{\hat{X}} \right\}.$$

Модель может считаться адекватной, если остатки модели $R = \bar{Y} - F(\hat{B}, X)$ могут быть объяснены как ошибки наблюдения. Максимально правдоподобные оценки коэффициентов базируются на предположении, что ошибки наблюдения имеют нулевое математическое ожидание с ковариационной матрицей $S_E(X)$. Для проверки гипотезы о нулевом математическом ожидании остатков используется статистика [2]

$$T_4^2 = \frac{1}{\sum_{j=1}^n a_j} \sum_{j=1}^n a_j [\bar{y}_j - F(\hat{B}, X_j)]^T [S_E(X)]^{-1} [\bar{y}_j - F(\hat{B}, X_j)], \quad (13)$$

которая приблизительно подчиняется распределению Пирсона в форме $\alpha \chi_f^2$ с числом степеней свободы $f = \frac{mf_1}{\alpha(f_2 - m - 1)}$,

$$f = \frac{mf_1}{\alpha(f_2 - m - 1)},$$

$$\text{где } \alpha = \frac{(f_2 - 1)(f_1 + f_2 - m - 1)}{(f_2 - m)(f_2 - m - 1)(f_2 - m - 3)},$$

$$f_1 = n - 1 \text{ и } f_2 = \sum_{j=1}^n a_j - n.$$

3. Методика построения корректирующей функции для индивидуального изображения

При значительной ошибке E_S наблюдений цвета “между изображениями”, что часто характерно при наружной съемке цифровыми фотокамерами, коррекцию нужно выполнять для каждого отдельного изобра-

жения [5]. Обычно в таких ситуациях используются референтные цвета, которые помещаются в поле фотографии и которые затем используются для выполнения процедуры коррекции. Если таких цветов нет, то в качестве референтных цветов принимаются так называемые “психологические”, хорошо узнаваемые цвета в данном изображении. Часто задать в изображении большое количество референтных цветов оказывается весьма затруднительным. Метод максимального правдоподобия (11) дает очень хорошие результаты при числе цветовых образцов от 288 до 100–120 практически без увеличения дисперсии прогнозируемых величин цвета, но затем эта дисперсия резко возрастает. Типичным количеством референтных цветов является 20–50. В этом случае можно применить байесовский метод оценивания коэффициентов. Известно, что эффективность байесовских оценок может быть выше, чем эффективность оценок максимального правдоподобия, при небольших размерах выборок.

Если принять априорное распределение коэффициентов $B = \{b_1, b_2, \dots, b_l\}^T$ в виде плотности $f_B^0(B)$, то апостериорная плотность распределения коэффициентов записывается согласно теореме Байеса в виде

$$f_B^*(B | Y) = \frac{L(Y | B) f_B^0(B)}{\int_{\Omega} L(Y | B) f_B^0(B) dB}, \quad (14)$$

где $L(Y | B)$ – функция правдоподобия.

Поскольку различные референтные цвета часто имеют различную степень важности, используется взвешенная функция правдоподобия в виде

$$L(Y | B) = (2\pi)^{-\frac{nm}{2}} |V_E|^{-\frac{n}{2}} \times \exp \left\{ -\frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^{a_j} [y_{ij} - F(B, X_j)]^T W_j^T V_E^{-1} W_j [y_{ij} - F(B, X_j)] \right\}.$$

Весовые коэффициенты W могут представляться в виде $W_j = w_j I$, где w_j – скалярные весовые коэффициенты различных рефе-

референтных цветов, $\sum_{j=1}^n w_j = 1$, I – единичная матрица размерностью 3×3 для $m = 3$.

Оценки коэффициентов \hat{B} методом максимума апостериорного распределения (МАР) обеспечивает максимум плотности апостериорного распределения $f_B^*(B|Y)$, то есть

$$f_B^*(\hat{B}|Y) = \max_B f_B^*(B|Y).$$

Оценки коэффициентов МАР рассчитываются аналогично (11) в виде

$$\hat{B}^s = \hat{B}^{s-1} + \rho^{s-1} V_B^{s-1} \times \left\{ \sum_{j=1}^n a_j P(X_j) [S_E(X_j)]^{-1} [\bar{Y}_j - F(\hat{B}^{s-1}, X_j)] + (V_B^0)^{-1} B^0 \right\}, \quad (15)$$

где B^0 – математическое ожидание априорного распределения коэффициентов;

V_B^0 – ковариационная матрица этого распределения,

$$V_B \approx \left\{ \sum_{j=1}^n a_j P^T(X_j) [S_E(X_j)]^{-1} P(X_j) + (V_B^0)^{-1} \right\}^{-1}.$$

Для квадратичной функции потерь оптимальной байесовской оценкой \hat{B} коэффициентов минимального риска является апостериорное среднее

$$\hat{B} = \int_{\Omega} B f_B^*(B) dB = \frac{\int_{\Omega} B L(B) f_B^0(B) dB}{\int_{\Omega} L(B) f_B^0(B) dB}. \quad (16)$$

Многомерные интегралы в выражениях (14) и (16) рассчитывались методом статистического моделирования.

Для получения априорного распределения коэффициентов корректирующей модели были использованы фотографии цветовой мишени *AGFA IT8.7/2*. По полученным данным строилась трехоткликовая модель в виде полного полинома третьей степени и распределение полученных оценок коэффициентов модели (60 коэффициентов) аппроксимиро-

валось трехмерным нормальным распределением со средним значением B и ковариационной матрицей V_B .

Полученные величины средних оценок коэффициентов и их ковариационные матрицы были использованы в качестве характеристик априорных распределений коэффициентов моделей, на основании которых рассчитывались оценки коэффициентов МАР (15) и байесовские оценки (16). Эти коэффициенты затем были использованы для выполнения процедуры коррекции изображений и расчета ошибки цветовоспроизведения для различного количества образцов цветов.

Заключение

Многооткликовые регрессионные модели вида (8) позволяют описать зависимость вектор-наблюдения от вектора независимых факторов с учетом статистических свойств многомерной ошибки наблюдения. Использование подобных моделей для целей коррекции цвета компьютерных изображений дает возможность повысить качество цветовоспроизведения.

Предложенная процедура калибровки сканеров, основанная на многооткликовой модели, позволяет, как показали расчеты, снизить среднюю ошибку цветовоспроизведения $\overline{\Delta E}_{ab}$ компьютерных изображений на 4–5 единиц до величин около 1,5 при максимальной ошибке около 3 для всех исследуемых типов сканеров. Сравнив эти значения с оценками значимости ощущаемого различия цветов (известно, что различие едва заметно, если $\Delta E_{ab} < 3$), можно сделать вывод, что предлагаемая процедура обеспечивает очень высокую точность цветовоспроизведения.

Для индивидуальной коррекции цвета изображений, полученных при наружной съемке, предлагается использовать байесовский метод оценивания коэффициентов многооткликовой модели на основании набора референтных цветов, которые могут иметь различную степень важности. Этот метод обеспечивает более точные и реалистичные оценки цвета при малом числе наблюдений. При количестве референтных цветов в пределах от 100 до 50 более высокую точность

обеспечивает метод максимума апостериорного распределения (15), при уменьшении референтных цветов до 40–12 более высокая точность обеспечивается при использовании оценок минимального риска (16) со средней ошибкой $\overline{\Delta E}_{ab}$ в пределах 3–6 единиц ΔE_{ab} (различие заметно, но приемлемо) и с максимальной ошибкой не более 10 единиц.

Описанные процедуры коррекции реализованы в виде программ на языке Visual Basic, которые позволяют выполнять коррекцию цвета в диалоговом режиме.

Список литературы

1. Луций С. А. , Петров М. Н. , По-

пов С. А. Работа в Photoshop на примерах. М.: Издательство “Бином”, 1996.

2. Мейндоналд Дж. Вычислительные алгоритмы в прикладной статистике. М.: Финансы и статистика, 1988.

3. Попов С. А. Многооткликовые модели для калибровки сканеров // Измерительная техника, №8, 2002.

4. Бард Й. Нелинейное оценивание параметров. М.: Статистика, 1979.

5. S. A. Popov and G. M. Emelyanov. Color Correction of Digital Images by Means of Multiresponse Regression Models // Pattern Recognition and Image Analysis, Vol. 12, No. 2, 2002.

PROCEDURES OF DIGITAL IMAGE COLOR CORRECTION BASED ON THE MULTIRESPONSE REGRESSION MODELS

© 2002 S. A. Popov, G. M. Emelyanov

The Yaroslav-the-Wise Novgorod State University

Color correction procedures of the digital images by means of multiresponse regression models are presented. Scanner and digital camera calibration method under high images reproducibility condition based on the color coordinates linearization followed by correction function construction in the form of the third degree polynomial in the *CIELAB* space using calibrated color targets is described. The recommendations are given on computational procedures for the coefficients estimation of the digital image correction function using Bayes method and the image reference colors when color correction of each separate image is necessary.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ КОММУТАТОРА В ПОЛНОДУПЛЕКСНОМ РЕЖИМЕ

© 2002 А. П. Шибанов

Рязанская государственная радиотехническая академия

Рассматривается применение системы имитационного моделирования корпоративных компьютерных сетей при анализе работы коммутатора локальной сети Ethernet. Дается краткое описание структуры и основных функциональных возможностей системы моделирования. Приводятся модель коммутатора при объеме трафика от клиентских компьютеров, превышающем протокольный максимум одного из выходных портов коммутатора, и модель с регулированием потока кадров, поступающего от клиентских компьютеров.

Введение. Появление коммутаторов в сетях Ethernet привело к следующим важным для дальнейшего развития этой технологии последствиям:

- стала возможной эффективная диагностика линий связи;
- сегментирование и микросегментирование общей разделяемой среды привело к повышению производительности сети за счет локализации трафика и исключения паразитного трафика соседних сегментов;
- введение приоритетной обработки улучшило качество передачи кадров, имеющих приоритет;
- резко повысилась скорость работы сети;
- увеличился диаметр сети за счет введения полнодуплексного режима работы коммутаторов.

Однако, если для управления коммутатором выбраны неэффективные алгоритмы, то пользователь вместо ожидаемого существенного увеличения производительности сети от установки коммутатора фактически получит сеть, показатели качества работы которой будут неудовлетворительными. Причиной этого могут быть следующие недостатки:

- потеря кадров в коммутаторе из-за превышения протокольного максимума выходных портов коммутатора, обусловленного ограничениями стандарта CSMA/CD (carrier-sense-multiply-access with collision detection);
- “грубое” регулирование потока кадров на больших скоростях работы, которые характерны для сетей Gigabit Ethernet, 10 Gigabit Ethernet, что может привести к при-

остановке потока кадров и переполнению внутреннего буфера у соседнего коммутатора.

Поэтому актуальной является задача построения алгоритмов управления коммутаторами, исключающих эти недостатки.

В современных коммутаторах коммутационная матрица работает по принципу коммутации каналов. Она обеспечивает соединение n одновременных внутренних каналов при полудуплексном режиме работы и $2n$ – при полнодуплексном. Если же порт занят, то матрица в соединении отказывает. Тогда кадр полностью буферизуется процессором входного порта, после чего он ждет освобождения нужного выходного порта. Если в среднем поступающий на коммутатор входной поток равен потоку, выходящему из коммутатора, а конфликты в коммутационной матрице редки, то такой коммутатор называется неблокирующим. Если же трафик неравномерно распределяется между выходными портами, то в какой-то выходной порт коммутатора будет направляться трафик с суммарной общей интенсивностью большей, чем протокольный максимум [1]. Данная ситуация иллюстрируется рис. 1.

К порту 3 коммутатора в соответствии с методом доступа к общей разделяемой среде CSMA/CD подключен сервер, к которому обращаются компьютеры, подключенные к портам 1, 2 в полнодуплексном режиме. Вместе они создают трафик больший, чем может обработать порт 3, что неизбежно приведет к росту очереди к нему. При любом разумном размере буфера выходного порта он бы-

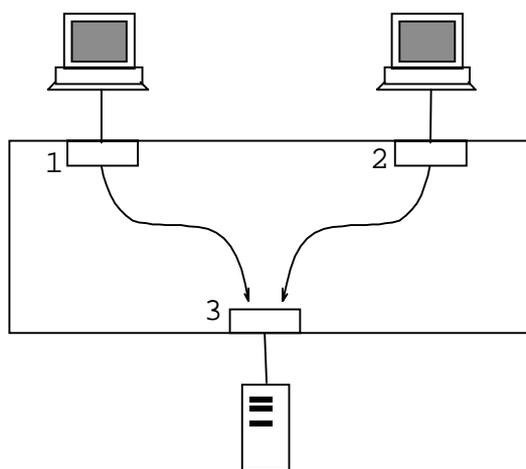


Рис. 1. Переполнение буфера порта при несбалансированности трафика

стро переполняется, после чего вновь поступающие кадры будут отбрасываться коммутатором. Потеря кадров обнаруживается протоколами более высокого уровня, например, транспортным протоколом сети. Это приводит к тому, что повторно потерянные кадры будут переданы с большим опозданием. Еще одна причина замедления работы коммутатора – длительное нахождение кадров в очереди выходного порта коммутатора.

Постановка задачи. В настоящей статье рассматриваются имитационные модели коммутатора: 1) при объеме трафика, превышающем протокольный максимум выходного порта коммутатора (без регулирования потока); 2) с регулированием потока кадров, поступающих от клиентских компьютеров.

Модели реализованы на основе системы моделирования телекоммуникаций, разработанной на кафедре систем автоматизированного проектирования вычислительных систем Рязанской государственной радиотехнической академии. Общая структура системы изображена на рис.2.

Пользовательский интерфейс программы обеспечивает построение изображений структурных элементов и связей между ними, редактирование выведенного

на монитор компьютера отображения рассматриваемой системы. Ядро системы выполняет функции управления моделированием и синхронизации процессов, ведение календаря событий, сбор и обработку статистики и т. д.

Процессно-ориентированная система имитации реализует стандартные функции, связанные с генерацией и уничтожением заявок, имитацией работы очередей, сбором статистической информации о работе модели и т. д. Система имитации телекоммуникационных функций содержит средства генерации трафика различного профиля, моделирования процессов маршрутизации, сетей Ethernet, Fast Ethernet, Gigabit Ethernet и т.д. Моделирование полудуплексного режима работы сетей Ethernet ведется на основе дискретно-событийного подхода.

Нижний уровень иерархии представлен системой моделирования стохастического поведения алгоритмов и программ на основе графо-аналитического метода GERT [2]. Закон распределения времени работы технической системы или программы, найденный с использованием метода GERT, записывается в файлы на внешних носителях информации и используется на более высоком уровне иерархии для моделирования задержек в модели.

Пользовательский интерфейс системы моделирования обеспечивает построение изображений структурных элементов и связей между ними, редактирование выведенно-

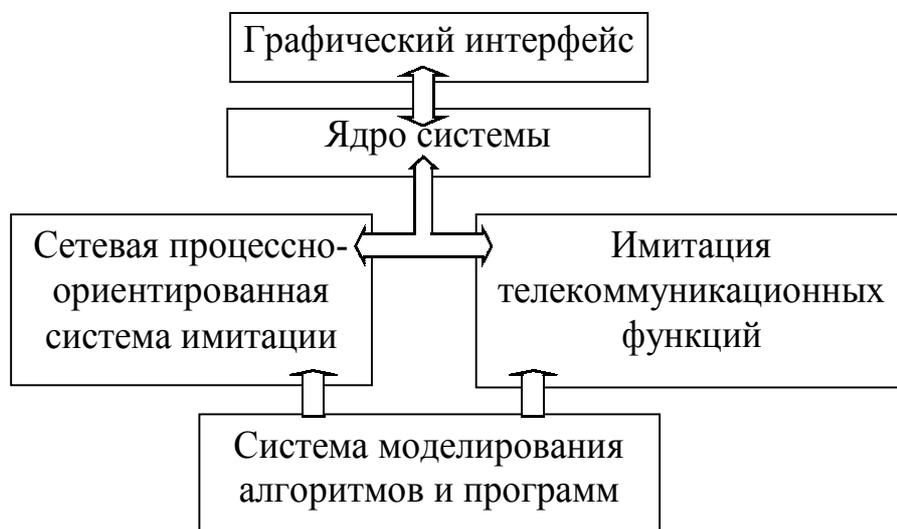


Рис. 2. Структура системы моделирования

го на монитор компьютера графического отображения рассматриваемой системы. Программа выдает разнообразную статистическую информацию о работе модели и всех ее блоков.

Система моделирования реализована на платформе Intel Pentium на основе среды программирования Borland Delphi 5 (и языке Object Pascal) и ОС Microsoft Windows 95/98.

Описание модели. Используется коммутатор, к входным портам 1 и 2 которого подключены клиентские компьютеры и сервер, подключенный к порту 3 (рис. 1).

Кадры, поступающие на входной порт, обрабатываются в соответствии со следующим алгоритмом. Процессор порта EPP (Ethernet Packet Processor) выполняет коммутацию “на лету” (“on-the-fly”). При этом выполняются следующие действия: анализ первых байт кадра, содержащих заголовок; поиск адреса назначения в адресной таблице коммутатора; коммутация матрицы (если доступ к нужному выходному порту получен); передача байт кадра процессору выходного порта через коммутационную матрицу; получение доступа к среде в соответствии с алгоритмом CSMA/CD процессором выходного порта; передача байт кадра процессором выходного порта в сеть.

Если поток кадров от клиентских компьютеров превышает протокольный максимум выходного порта, работающего по алгоритму доступа к единой разделяемой среде, то заполняется все буферное пространство выходного порта и вновь приходящие кадры

начинают просто теряться. В стандарте IEEE 803.3х определена процедура управления потоком с использованием команд “Приостановить передачу” и “Возобновить передачу” (данные команды реализуются на уровне кодов 4B/5B). Эта процедура может быть использована для управления потоком кадров от клиентских компьютеров. После того, как создалась опасность потери кадров на выходном порту, к которому подключен сервер, коммутатор находит в таблице коммутации запись, содержащую MAC-адрес компьютера, генерирующего слишком интенсивный трафик, и номер его входного порта. После этого коммутатор выдает на данный порт команду “Приостановить передачу”. Поток кадров с данного входного порта временно прекращается, выходная очередь коммутатора начинает уменьшаться, и все поступающие в буфер кадры обрабатываются.

Модель коммутатора *без управления потоком кадров* от клиентских компьютеров изображена на рис. 3.

Генератор потока G1 имитирует поток от входного порта 1. Начиная с нулевого момента времени, генератор вырабатывает 100 кадров единичной длины, интервалы следования между которыми являются экспоненциальными с параметром $\lambda = 0,02$. Генератор потока G2 имитирует поток от входного порта 2. Начиная с нулевого момента времени, генератор G2 вырабатывает 50 кадров единичной длины с экспоненциальными интервалами следования с параметром $\lambda = 0,01$. По дугам L1 и L2 кадры передаются без задержки соответственно в очереди Q1 и Q2,

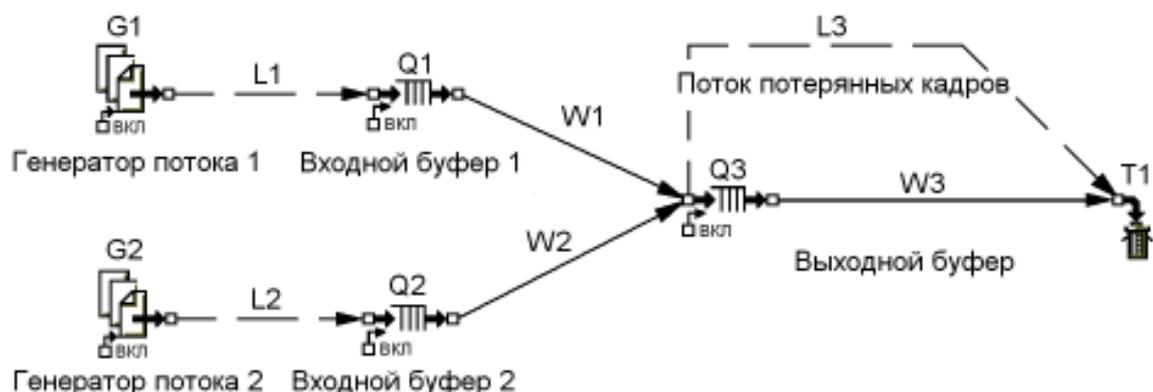


Рис. 3. Структура модели коммутатора без регулирования потока кадров от клиентских компьютеров

моделирующие работу входных буферов, емкостью 100 кадров каждая. Кадры в очередях обрабатываются в порядке поступления (дисциплина обслуживания FIFO). Дуги W1 и W2 имитируют процесс нахождения адреса выходного порта, обращение к коммутационной матрице и получение доступа к выходному порту. Данные дуги характеризуются экспоненциальной задержкой с параметром $\lambda = 0,05$. Параметры дуг выбраны с учетом того, что коммутатор является неблокирующим. Очередь Q3 и дуга W3 имитируют работу выходного порта коммутатора. Максимальная емкость выходного буфера равна 25 кадров. Дисциплина обслуживания такая же, что и у очередей Q1 и Q2. Задержка прохождения кадров по дуге W3 равна 75 единицам времени.

При превышении значения максимальной величины очереди (в данном случае очереди Q3) кадры в очередь не попадают, а “отводятся” по дуге L3 на выход модели к терминатору T1. Терминатор предназначен для уничтожения поступающих в него кадров и проверки условий окончания моделирования – по числу уничтоженных кадров или по времени моделирования.

Моделирование показало, что буфер выходного порта быстро переполняется при средней интенсивности входного трафика, большей интенсивности обслуживания кадров в выходном порту (рис. 4).

Когда число кадров в буфере превышает 25, выходной порт начинает терять кадры (рис. 5).

На рис. 6 изображена модель коммутатора с регулированием потока кадров, поступающих от клиентских компьютеров, посредством команд “Приостановить передачу” и “Возобновить передачу”. Для выходного порта 3 вводится порог регулирования потока кадров (в рассматриваемой модели его значение равно 15). Достижение порогового значения числа кадров, поступивших в порт 3, говорит о возникновении опасности переполнения его буфера. Команда “Приостановить передачу” должна быть выдана с достаточным упреждением во времени, так как прежде чем скажется ее действие, может произойти переполнение очереди выходного порта 3 кадрами, продолжающими поступать из входных портов.

Селектор S6 модели принимает кадры, поступающие по дугам W3 и W4, и по дуге L15 передает их без задержки на вход очере-



Рис. 4. Диаграмма состояния очереди выходного порта для модели без регулирования потока кадров

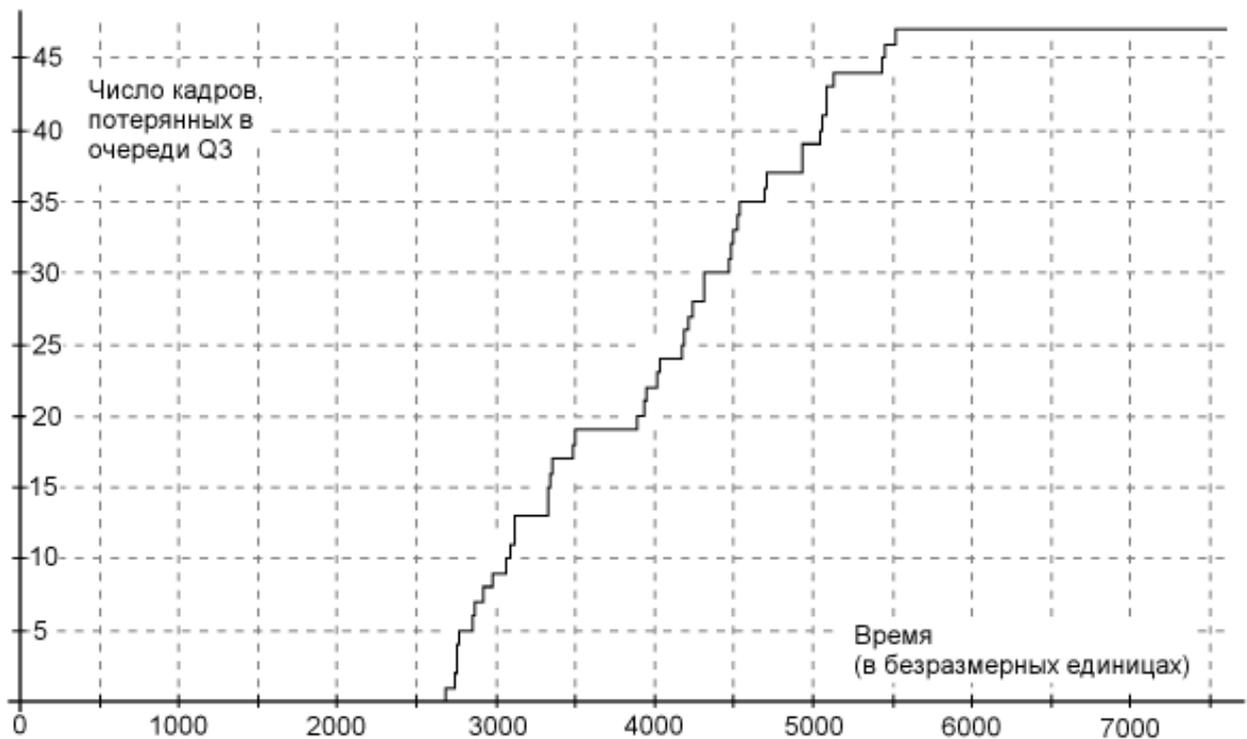


Рис. 5. Диаграмма потерь кадров в выходном порту для модели без регулирования потока кадров от клиентских компьютеров

ди Q3. Одновременно он выдает копии кадров на вход очереди Q4 по дуге L14. Очередь Q3, как и в предыдущей модели, может принимать без потерь до 25 кадров. Функцию имитации команды “Приостановить передачу” выполняет схема, состоящая из вспомогательной очереди Q4 с такой же дисципли-

ной обслуживания, что и у очереди Q3, и дуга W6 с такой же задержкой, как и у дуги W5 (емкость очереди Q4 меньше, чем емкость очереди Q3 и равна пороговому значению в 15 кадров). Если пороговое значение не достигнуто, то очередь Q4 функционирует точно так же, как и очередь Q3, не оказывая ни-

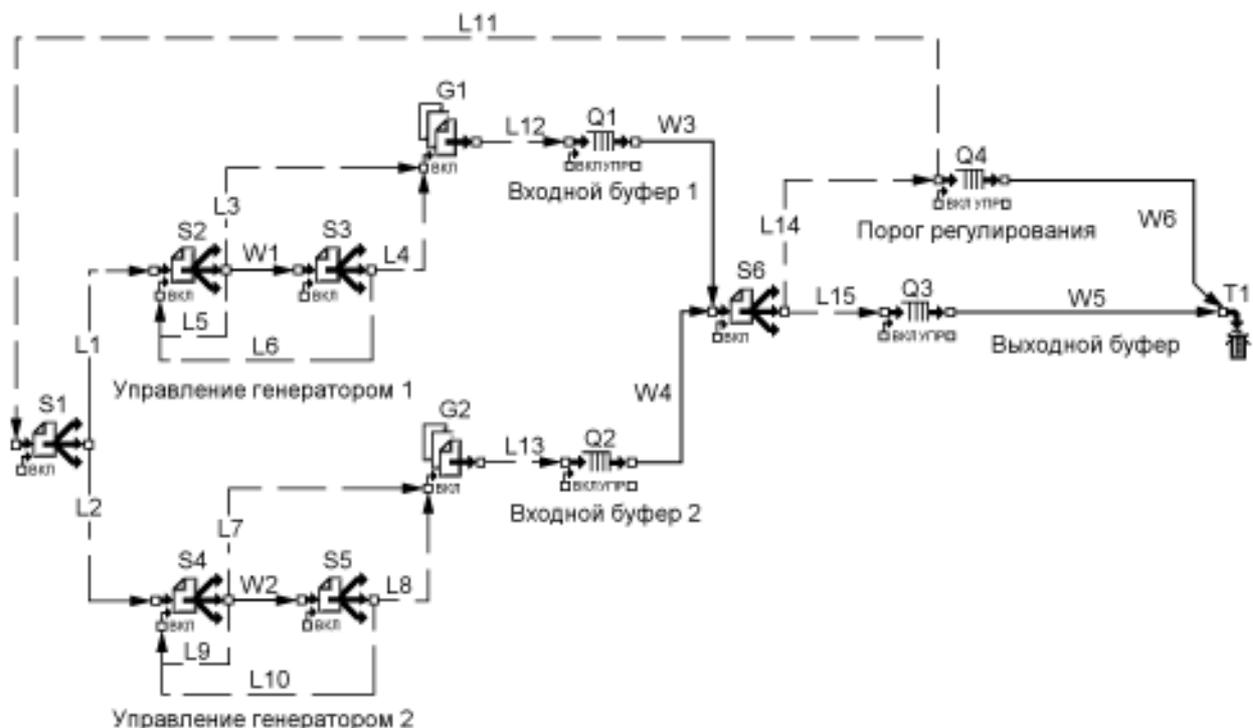


Рис. 6. Структура модели коммутатора с регулированием потока кадров от клиентских компьютеров

какого воздействия на селектор S1. При превышении порогового значения кадры, поступающие на вход очереди Q4, по дуге L11 “отводятся” на вход селектора S1.

При поступлении кадра на вход селектора S1 он одновременно выдает копии кадра на все свои выходы. Ограничивается поток от обоих клиентских компьютеров, поэтому в модели используются две схемы управления потоками – для генераторов G1 и G2.

Схема ограничения потока генератора G1 состоит из селекторов S2 и S3; дуг L3, L4, L5, L6, не задерживающих кадры; дуги W1 с фиксированной задержкой (в данной модели установлена задержка в 1000 единиц). При поступлении кадра на вход селектора S2 он проходит на выход селектора, по дуге L3 поступает на управляющий вход генератора G1 и переводит его в неактивное состояние (поток кадров с выхода генератора G1 прекращается). Одновременно по дуге L5 другая копия кадра поступает на управляющий вход самого селектора S2 и также переводит его в неактивное состояние. Тем самым блокируется его вход, и поступающие на селектор кадры не оказывают на него никакого воздей-

ствия. После задержки, задаваемой дугой W1, селектор S3 порождает на своем выходе одновременно два кадра, которые поступают на управляющие входы генератора G1 и селектора S2, приводя их вновь в активное состояние. Это эквивалентно действию команды “Возобновить передачу”.

Аналогичная схема, состоящая из селекторов S4, S5 и дуг L7, L8, L9, L10, W2, управляет генератором G2.

Результаты моделирования представлены на рис. 7.

За время моделирования число кадров в очереди Q3 не превышало предельного значения в 25 единиц, а среднее число вырабатываемых генераторами кадров существенно снизилось по сравнению с моделью коммутатора без регулирования потока кадров. С уменьшением общего числа кадров, поступающих в выходной буфер, заметно снижается и число кадров, поступающих на вход селектора S1 модели. Всего за время моделирования на этот вход поступило 8 кадров.

Изменяя параметры задержки для дуг W1 и (или) W2, можно снижать или увеличивать активность генераторов, добиваясь сбалансированности всей системы.

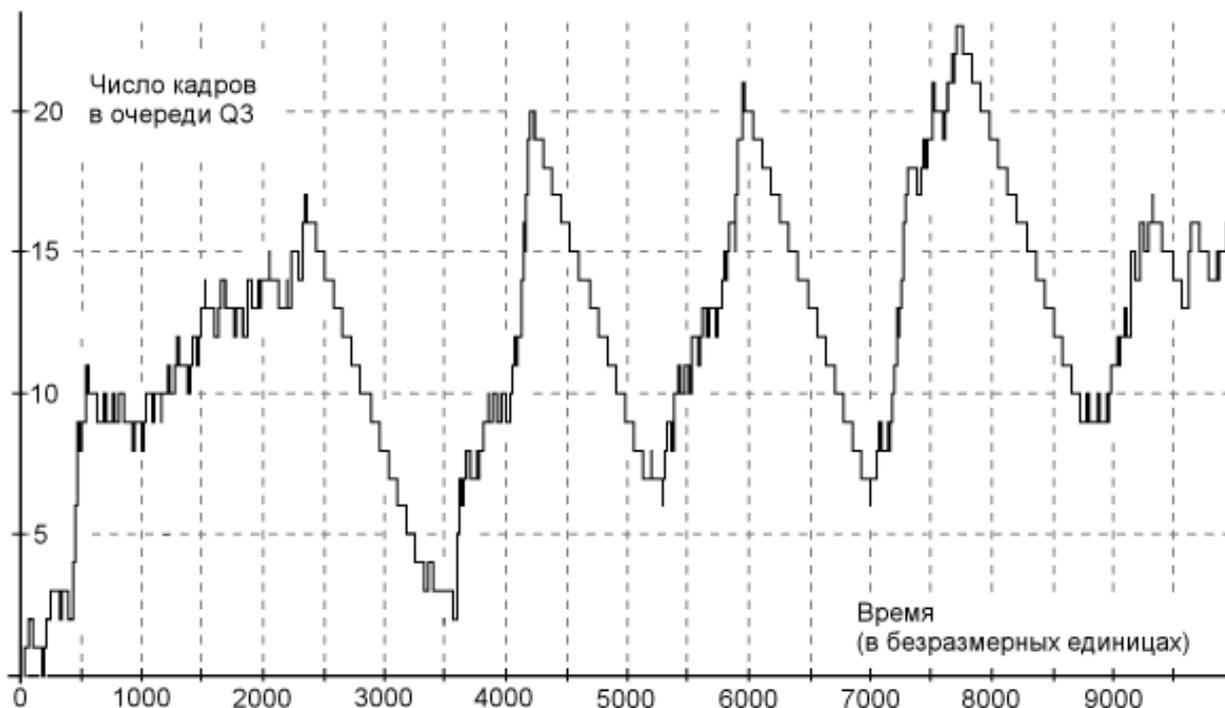


Рис. 7. Диаграмма состояния очереди выходного порта для коммутатора с регулированием потока кадров от клиентских компьютеров

В коммутаторе может быть реализован алгоритм независимого управления каждым клиентским компьютером. Самый простой способ модернизации модели – изменение режима работы селектора S1. Для этого достаточно во входных спецификациях блока для параметра “Процедура обслуживания” установить значение “Вероятностный выбор” и задать соответствующие вероятности выбора дуг, соединяющих выходы селектора с входами схем управления генераторами. Степень снижения активности каждого из генераторов регулируется заданием значений параметров дуг, определяющих задержки в схемах управления генераторами (в данной модели это дуги W1 и W2).

Заключение. В данной статье рассмотрена простейшая модель с минимальным числом клиентских компьютеров, передающих свои кадры в коммутатор. В действительности размерность моделей ограничивается лишь ресурсами компьютера, на котором установлена система моделирования, – в первую очередь объемом оперативной и внешней памяти.

При составлении данной модели использовалось небольшое число имитационных блоков. Система моделирования телекоммуникаций обладает гораздо большими функциональными возможностями, наиболее важные из которых кратко описаны ниже.

В *блоке-генераторе* задается приоритет и тип кадра. Эти значения могут быть использованы другими блоками для определения процедур дальнейшей обработки кадра, например, для указания нужного направления ветвления в модели. В блоке-генераторе заявок возможна установка параметра, определяющего время жизни кадра. По истечении этого времени кадр уничтожается. Блок-генератор заявок имеет параметры, которые определяют адрес отправителя и адрес получателя кадров.

В *блоке-очереди* реализованы процедуры обслуживания по приоритету: “первым вошел – первым вышел”; “последним вошел – первым вышел”.

Блок-селектор предназначен для орга-

низации ветвлений в модели. Заявка, вошедшая в блок, направляется: на один из выходов в соответствии с вероятностным выбором; на все выходы одновременно; поочередно на все выходы; с учетом приоритета или типа кадра; в соответствии с уменьшением ASCII-кодов логических имен выходных дуг.

Блок-переключатель выполняет функции: поочередного включения управляемых блоков с отключением предыдущего управляемого блока; последовательного включения (или выключения) управляемых блоков.

Блок-конъюнкция выполняет логические преобразования с множеством кадров, поступающих на разные входы блока.

Блок изменения приоритетов изменяет приоритет кадра на заранее заданную величину.

Блок установки параметров меняет текущее значение системного параметра на заданную величину или устанавливает его новое значение.

Блок проверки параметров после прихода кадра в блок выполняет сравнение текущего и контрольного значений системного параметра и в зависимости от результата выполнения заданного логического условия производит ветвление в модели.

Блок-аккумулятор накапливает определенное количество кадров. После этого он освобождается – выдает на выход все накопленное множество кадров в режиме, аналогичном режиму выдачи кадров блоком-генератором заявок.

Блок-конвертор предназначен для моделирования функции фрагментации кадров при передаче пакета через две сети, у которых максимальные длины кадров не совпадают.

Блок-фильтр используется для моделирования процесса передачи аудио- и видеoinформации с заданными параметрами качества QoS.

Система моделирования постоянно дополняется новыми функциональными блоками.

Список литературы

1. Олифер В. Г., Олифер Н. А. Компьютерные сети, Принципы, технологии, протоколы. СПб: "Питер", 2000.
2. Корячко В. П., Шибанов А. П., Шибанов В. А. Численный метод нахождения закона распределения выходных величин GERT-сети // Информационные технологии. 2001, № 7. С. 16 – 21.

SIMULATION OF OPERATION OF THE COMMUTATOR IN A DUPLEX MODE

© 2002 A. P. Shibanov

Ryazan State Radio Engineering Academy

The application of the system of modeling of corporate computer networks is considered at an operational analysis of the commutator of a local network Ethernet. A brief description of the structure and main functionalities of the system of simulation are given. Reduced are a model of the commutator at size of the traffic from customer computers exceeding a legal maximum one from output ports of the commutator, and model with regulation of stream of frames going from customer computers.

**ЕДИНОЕ ИНФОРМАЦИОННОЕ ПРОСТРАНСТВО
БУХГАЛТЕРСКОГО УЧЕТА, АНАЛИЗА И АУДИТА**

© 2002 В. В. Агафонова

Финансовая академия при Правительстве РФ

Формируемый механизм рыночных отношений оказывает значительное влияние на организацию управленческой деятельности на предприятии. Разработку сложного процесса становления единого информационного пространства экономического объекта следует начать с рассмотрения такой важной его составляющей, как информационное пространство бухгалтерского учета, внутреннего анализа и аудита. При этом определяются цели его создания, принципы интеграции экономических данных, организация взаимосвязей информационных потоков на объектах управления, подходы к реализации прямой и обратной связи для пользователей разных категорий и уровней, получающих доступ к совокупности баз данных и баз знаний в области учетно-аналитической и аудируемой деятельности.

В качестве средства для достижения поставленной цели предлагается использование теоретического и методологического аппарата моделирования предметной области, который состоит из внутреннего и внешнего представления моделей объектов, формирования знаний о множестве моделей, синтеза и исследования моделей, инструментальной поддержки процесса модельного управления с целью формирования удобной пользовательской среды.

На деятельность предприятий в современных условиях оказывают существенное влияние как внешние, так и внутренние факторы. В первой группе факторов следует рассматривать, например, приватизацию, конверсию, изменение рынка. Другая группа факторов, оказывающих влияние на необходимость совершенствования управленческой деятельности, складывается внутри предприятия. К внутренним факторам можно отнести такие, как диверсификация, корпоративное слияние, качество производства, квалификация персонала, организационное наследие. Многие из них представляют собой реакцию на изменения внешней среды.

Частота проводимых в системе управления предприятием изменений, обусловленных влиянием внешних и внутренних факторов создает условия для формирования адекватного восприятия персоналом существующих условий нестабильной информационной среды (пространства) на локальном и глобальном уровнях управления.

Информационное пространство представляет собой информацию, используемую в сфере производственно-хозяйственной деятельности, и систему отношений, связанных с формированием, передачей и восприятием необходимых данных и знаний.

Информация, внешняя и внутренняя, занимает особое место в системе управления предприятием. Отдельные данные (напри-

мер, управленческого учета) используются исключительно внутри предприятия; данные налогового учета предназначены налоговым органам; финансовый учет и отчетность, данные по продажам и сбыту служат как для внутреннего, так и для внешнего пользования.

В мире отмечается большой спрос (по числу запросов) на внешнюю информацию со стороны менеджеров, маркетологов, кредиторов, инвесторов и др. Для них момент взаимодействия с информационным пространством посредством запроса является началом процесса восприятия этой информации.

Учитывая, что в настоящее время происходят существенные изменения в экономике страны, целесообразно наряду с разработкой вопроса становления информационного пространства управления экономического объекта рассмотреть механизм взаимодействия многочисленных его составляющих с целью формирования воспринимаемого пространства для конкретной категории пользователя.

Формирование механизма рыночных отношений, появление новых инструментов, методов и средств управления производственно-хозяйственной деятельностью предприятия оказывают существенное влияние, в первую очередь, на одну из его составляющих – ведение бухгалтерского учета, анализа и аудита.

Бухгалтерский учет, как основная часть существующей системы управления предприятием, снабжает управленческий персонал всех уровней необходимой информацией, предоставляет данные для разработки стратегии и тактики внутреннего управления деятельностью экономического объекта, обеспечивает информацией внутрихозяйственный контроль аудируемых объектов.

Бухгалтерский учет является стержневым элементом системы управления предприятием. Согласно Федеральному закону «О бухгалтерском учете» от 28 января 1996 г. № 129-ФЗ, он представляет собой упорядоченную систему сбора, регистрации, обобщения информации в денежном выражении об имуществе, обязательствах организации и их движении путем сплошного, непрерывного и документального учета всех хозяйственных операций.

Находясь на стадии активного реформирования, бухгалтерский учет нацелен в настоящее время на формирование системы стандартов учета и отчетности, на обеспечение увязки российского бухгалтерского учета с основными тенденциями гармонизации стандартов на международном уровне, на оказание методической помощи в понимании и внедрении концептуальной модели обработки учетных данных.

Удовлетворение информационных запросов пользователей становится приоритетной задачей бухгалтерского учета. Учетная информация необходима для принятия обоснованных экономических решений, что предъявляет к информационному процессу сбора, отображения, накопления и представления данных повышенные требования. Поэтому такая информация должна быть полной, достоверной, своевременной и объективной.

Значительные объемы учетной информации, циркулирующие в любом хозяйствующем субъекте, позволяют достичь этого при использовании преимуществ новых информационных технологий. С помощью современных аппаратно-программных средств данные бухгалтерского учета должны входить составным элементом в единую информационную среду экономического объекта, из ко-

торой по информационным запросам пользователей создаются формируемые и воспринимаемые пространства для составления финансовой отчетности, проведения аналитической, аудиторской и многих других видов деятельности.

Понятие информационного пространства бухгалтерского учета, анализа и аудита шире понятия информационного учетного пространства. В данном случае создаваемое информационное пространство представляет собой информацию, используемую в сфере бухгалтерского учета, анализа и аудита, и систему отношений по поводу формирования воспринимаемого пространства для каждого из пользователей, имеющего регламентированный доступ к учетно-аналитической и аудиторской информации.

В рамках существующего подхода к формированию достоверной информации и представлению ее пользователям для осуществления бухгалтерского учета, проведения анализа хозяйственной деятельности и внутреннего аудита, учетные данные, вместе с тем, занимают центральное место в едином информационном экономическом пространстве. На долю учетной информации приходится 70% общего объема экономической информации.

Отмечается большой спрос по числу запросов на учетную информацию со стороны пользователей, состав которых весьма разнообразен: бухгалтеры, аудиторы, налоговые инспекторы, менеджеры, кредиторы, инвесторы и др. Для них момент окончания учетной процедуры является началом процесса восприятия этой информации. Восприятие информации характеризуется такими свойствами, как целостность, осмысленность, избирательность, константность.

Целостность восприятия возникает в результате анализа и синтеза элементов процесса деятельности пользователя. Осмысленность состоит в том, что воспринимаемый элемент или объект в целом относится к определенной категории: бухгалтерский учет, анализ хозяйственной деятельности, аудит и др. Восприятие обладает также избирательностью, которая заключается в преимущественном выделении одних объектов по срав-

нению с другими. Избирательность восприятия является выражением определенного отношения пользователя к воздействию на него объектов внешней среды. Константность восприятия называется относительное постоянство некоторых воспринимаемых свойств объектов при изменении условий восприятия. Например, при зрительном восприятии имеет место константность форм отчетности. Константное восприятие также связано с восприятием предметной ситуации или области, как части единого целого информационного пространства.

Учетные данные занимают особое место в системе бухгалтерского учета. В настоящее время бухгалтерский учет рассматривается как совокупность финансового и управленческого учета. На основе информации бухгалтерского учета формируется налоговый учет.

Бухгалтерский учет представляет упорядоченные данные о развитии и результатах различных событий (явлений, процессов) для анализа хозяйственной деятельности. В процессе анализа на основе специальных процедур и методов полученные данные превращаются в новую, более содержательную информацию. Связи между учетом и анализом, как правило, односторонние: упорядоченные данные из системы бухгалтерского учета поступают в информационное пространство экономического анализа для дальнейшей переработки.

В процессе анализа используется та учетно-экономическая информация, степень упорядоченности которой в наибольшей степени отвечает характеру решаемых проблем и задач. Признана необходимость воздействия анализа на бухгалтерский учет. Оно должно идти, главным образом, в следующих направлениях: ускорение учетного процесса; введение такой систематизации данных, которая обеспечила бы возможность детального и глубокого анализа; отражение плановых данных в регистрах текущего учета (для сравнения фактических данных с планом).

Учет поставляет в систему анализа необходимые количественные данные и получает содержательную характеристику требуемых для анализа данных, воздействующую,

в свою очередь, на структуру учетно-экономической информации. При этом необходима система аналитического учета, позволяющая в автоматизированном режиме вычислять различные аналитические показатели (индексы, средние и удельные величины, коэффициенты и т. п.). Нужна информация о характере и мере воздействия различных факторов на «управляемые» показатели (эти данные должны быть пригодными для корреляционных и других аналитических расчетов).

Анализ призван отразить упорядоченную информацию об экономических факторах и факторных показателях. Применение факторного анализа во многом зависит от накопления в учете необходимой информации. Применяя принцип множественности систем аналитических счетов к одному синтетическому, можно так группировать данные, чтобы получать информацию обо всех факторах, интересующих управление.

Аналитические процедуры переходят в систему бухгалтерского учета как элемент расчетно-аналитической обработки данных. В бухгалтерском учете широко применяются различные расчетные процедуры – начисление амортизации и заработной платы, оценка материалов, распределение косвенных расходов и др. Система счетов аналитического учета в процессе отражения хозяйственных операций формирует аналитическую информацию, непосредственно вытекающую из характера отражаемых на счетах операций. Анализ – неотъемлемая составная и центральная часть бухгалтерского учета, все предыдущие стадии которого формируют данные для экономического анализа. Информация для анализа передается с помощью заданных информационных связей.

Успешному ведению производственно-хозяйственной деятельности на предприятии способствует выбор модели ведения бухгалтерского учета, которая отражает отношения между хозяйственным процессом и бухгалтерским учетом, способ обработки первичных данных и получения результативной учетно-экономической информации для контроля, экономического анализа и составления отчетности. Модель формируется из структурных элементов, связей между ними, дей-

При этом следует определить цели его создания, принципы интеграции массивов внутренних и внешних данных, организацию информационной взаимосвязи, подходы к реализации прямой и обратной связи для пользователей разных категорий и уровней, получивших доступ к учетно-аналитической и аудируемой информации.

В качестве средства для достижения поставленной цели будем использовать эффективный формальный аппарат концептуальной глобальной модели предметной области, которая состоит из внутреннего и внешнего представления модели объекта, описания модели объекта, формирования знаний о множестве моделей, синтеза и исследования моделей, инструментальной поддержки процесса моделирования.

Такой подход обусловлен, в первую очередь, требованиями информационной интеграции, которая может быть осуществлена при комплексной формализации. Во вторую очередь, предусмотрена компьютерная реализация представленных вариантов моделей. Причем, если рассматривать описание отдельных моделей обычными средствами компьютерной программы, как это часто выполняется, то программа лишь воспроизводит существующую методологию и методику.

В теории систем управления бухгалтерского учета, анализа и аудита активно используется термин «информационная интеграция», означающий состояние связанности отдельных дифференцированных частей и функций системы в единое целое, а также рассматривается процесс, ведущий к такому состоянию.

Степень интеграции становится высшей в условиях применения технологии баз знаний. Для осуществления анализа хозяйственной деятельности предприятия, исполнения функций контроля и аудита наряду с информацией о хозяйственной деятельности предприятия большую роль играет методическое знание, которое положено в основу функционирования системы, что и определяет необходимость интеграции знаний для их совместного использования в учете, анализе и аудите. Для обозначения интеграции на уровне методических положений, сведений

(фактов), формализованных представлений, понятий и правил, применяется термин «когнитивная интеграция».

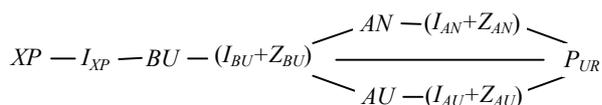
Методическое знание, положенное в основу выполнения учетных операций и расчетов, представлено в формализованном виде в форме настроечных таблиц, шкал налогообложения, таблиц входимости и т.п. Знание, формально представленное в компьютерной программе, становится объектом изучения налогового инспектора, аналитика, аудитора. Результаты этого анализа играют существенную роль в процессе формирования экспертного заключения. Таким образом, бухгалтерская система и системы анализа и аудита в процессе своей работы используют одни и те же совокупности знаний, однако каждая со своих позиций. На основе этих знаний в бухгалтерском учете выполняются учетные операции, а в аудиторской системе определяются общая стратегия и методики анализа и формируются методы ведения эффективно-аудита, способствующего снижению экономического риска хозяйствующего субъекта.

Следует отметить, что общее знание должно быть, по возможности, полным и всеобъемлющим. Это подтверждается множеством примеров, иллюстрирующих, что полноценный анализ хозяйственной деятельности по данным учета невозможен без знания учетных методик, положенных в основу получения этих данных. Например, анализ активов совместных предприятий не может быть достоверным, если на каждом из предприятий используется только одна из нескольких существующих методик оценки запасов и списания материалов в производство. Аналогично при сравнении изношенности основных средств должны быть освоены все рекомендуемые методики начисления амортизации.

Наибольший интерес представляют такие особенности организации учета, как методы начисления амортизации, оценки производственных запасов, учета затрат на производство и калькулирование себестоимости, определение прибыли, особенностей налогообложения и др. Кроме того, большое значение имеет знание об изменениях в учетной

политике по сравнению с предшествующим периодом и причинах этих изменений.

Совместное использование знания в различных областях (Z_{BU} , Z_{AN} , Z_{AU}), представленного в некотором формальном виде, является источником повышения эффективности функционирования систем управления, реализующих функции поддержки принятия решения в интегрированной системе бухгалтерского учета, анализа и аудита (схема 2):



Формальная система включает в себя множество базовых элементов, синтаксические правила, аксиомы и правила вывода. При погружении описания предметной области в базу знаний интеллектуальной системы реализуется концептуальная модель предметной области.

Концептуальная модель состоит из перечня понятий, используемых для описания предметной области, вместе с их свойствами и характеристиками, классификацией этих понятий по типам, ситуациям, признакам в данной области и законов протекания процессов в ней.

Основными требованиями к концептуальной модели рассматриваемой предметной области является наличие содержания или, другими словами, основных понятий и их характеристик. К дополнительным требованиям можно отнести: предметную ориентированность, полноту, содержательную истинность, адекватность, которые отражают форму представления концептуальной модели и определяют порядок погружения ее в формальную систему.

Реализация единой концептуальной модели учета, анализа и аудита основывается на следующих положениях:

- теория и логика процесса совместного решения задач бухгалтерского учета, анализа и аудита в общей системе управления предприятием;

- комплексный подход к компьютеризации с элементами когнитивной интеграции;

- формальное представление теории и логики решения задач в системах обработки учетно-аналитической информации;

- максимальное совмещение интересов пользователей системы бухгалтерского учета, анализа и аудита;

- удобная среда во взаимодействии пользователя с информационной системой управления;

- мобильность системы учета, анализа и аудита, т. е. возможность оперативной выдачи информации по требованию в произвольной последовательности и группировке к любому моменту времени;

- динамичность системы, т. е. возможность быстрых изменений, не требующих существенных профессиональных и психологических затрат пользователей информационной системы управления.

Сформированное информационное когнитивно-интегрированное пространство бухгалтерского учета, анализа и аудита основано на взаимном обогащении в использовании результатов, документов, выводов по поводу принятия эффективных управленческих решений. Для успешной реализации его необходима развитая теория и методология единой среды пользовательского взаимодействия в условиях интерфейсной когнитивно-интегрированной информационной технологии.

Среда взаимодействия пользователя с предметной областью начинается с портала¹. Вместе с тем с позиций информационных технологий данный термин следует уточнить и сформулировать как интерфейс-портал. Под интерфейс-порталом будем понимать структурно выделенный модуль, обеспечивающий, с одной стороны, вход пользователя в информационную систему (ИС), а с другой стороны, выход пользователя из компьютеризированной ИС с полученным результатом.

Разделяются ИС на однопортальные и монопортальные. Для существующих в настоящее время систем характерным является однопортальный вход, который реализуется через главное меню или посредством модулей конфигууратора и отладчика. Пред-

¹ Portal (нем.), porta (лат.) – дословно дверь, ворота

лагаемые модули настройки требуют от пользователя, бухгалтера приобретения и приложения дополнительных знаний по информационным технологиям.

Для монопортальных систем, предназначенных для разных категорий пользователей учетно-аналитической информацией, характерна гибкая, настраиваемая ко всем требованиям и изменениям управляемой среды структура. Проиллюстрируем процесс возникновения и идентификации требований пользователя к решению той или иной задачи (проблемы) с помощью следующего алгоритма.

При обращении пользователя к системе первоначально фиксируется поступление требования в модуле интерфейс-портала, которое затем идентифицируется, а в конце реализуется обратная связь, обеспечивая получение необходимой результативной информации. В целом же процесс, начиная с возникновения требования и до разрешения, предпочтительно отдать на реализацию компоненту интеллектуального пользовательского интерфейса, который призван обеспечить взаимодействие конкретного пользователя с ИС.

Поступление требования от пользователя к системе осуществляется в форме сообщения в диалоговом режиме либо на естественном языке предметной области. Идентификация требования – работа по формулированию требования, его регистрации и определению класса, к которому это требование относится.

Организуя процесс взаимодействия пользователя с интегрированной информационной системой бухгалтерского учета, анализа и аудита, необходимо рассмотреть такое свойство интерфейс-портала, как надежность. Надежность обеспечивается системой аппаратно-программных средств, используемых в процессе реализации требования к технологии удовлетворения информационной потребности пользователя. Среди других свойств следует выделить полезность, которая рассматривается с позиций эффективности процесса решения профессиональных задач (ценность с позиций прагматической

значимости). Свойство персонализации рассматривается как удовлетворение информационной потребности конкретного пользователя. Однако перечисленные свойства, а также доступность, степень адаптации, целенаправленность являются базовыми для любой информационной системы.

Функционирование средств взаимодействия пользователя с системой опирается на развитые методы работы со знаниями предметной области: их представлением, хранением, преобразованием и т. п.

Для решения поставленной задачи необходимы следующие данные:

- система понятий предметной области бухгалтерского учета, анализа и аудита, как в целом, так и применительно к каждой области в отдельности;
- система понятий формальной модели в целом и отдельно, на основе которых решаются конкретные задачи;
- соответствие систем понятий рассматриваемой предметной области и формальных моделей решения задач;
- методы решения прикладных задач;
- совокупности баз данных/баз знаний предметной области;
- ситуации, складывающиеся в текущем состоянии предметной области;
- методы, модели и средства решения задачи интеллектуального пользовательского интерфейса.

При этом база знаний пользовательского интерфейса должна быть организована таким образом, чтобы создать интеллектуальную систему, обеспечить взаимодействие пользователя с предметной областью.

В зависимости от типа решаемой задачи должны рассматриваться адекватные формы представления всех видов запросов, которыми обмениваются пользователи с ИС.

Это означает, что средства поддержки интеллектуальной технологии должны обеспечить представление информации в естественном для пользователя виде текстов и на естественном языке: нарисованных от руки таблиц, графиков, рукописных символов, математических выражений; устных речевых

сообщений. Возможны комбинированные сообщения, сочетающие различные формы представления информации, а также другие представления на профессиональных диалектах пользователей.

Основное требование интеллектуально-пользовательского интерфейса в терминах

новой информационной технологии – удобное партнерство с информационной системой при решении профессиональных задач, которое является не менее важным фактором, чем производительность информационной системы управления предприятием.

UNIFIED INFORMATION ENVIRONMENT OF ACCOUNTING, ANALYSIS AND AUDIT

© 2002 V. V. Agafonova

The Academy of Finance of the Russian Federation

The ongoing formation of market relations has proven to be a significant influence on administrative processes in the area of corporate management. In considering the complex process of establishing a singular, global economic information space, it is important to begin with such components as accounting, internal analysis, and audit. The result is that the following aspects are defined: purpose of formation, principles of economic data integration, information flows, and approaches to the realization of direct communications and feedback for users of different levels and categories, which users receive access to the entire database and human knowledge base in the area of accounting analytics and audit practices.

As a means of accomplishing established goals, it is suggested that an efficient theoretical and methodological means be used for modeling the field of research being considered. The means to be used include: internal and external object models, formulation of knowledge of a large quantity of models, synthesis and research models, and computer-supported model management process, with the goal of creating a user-friendly environment.

ПРОГРАММНО-ЦЕЛЕВОЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ПРОЦЕССАМИ РЕСТРУКТУРИЗАЦИИ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

© 2002 Л. П. Бажуткина

Самарская государственная экономическая академия

В статье рассматриваются методические подходы к практическому использованию программно-целевого управления процессами реструктуризации на промышленных предприятиях

Главная цель реформы предприятия - обеспечение успешной его работы в условиях рыночной экономики. Важным средством достижения поставленной цели является реструктуризация, заключающаяся в комплексе мероприятий по приведению его в соответствие с выработанной стратегией развития.

В последние годы концепция менеджмента расширилась в результате возникновения нового научного направления о реструктуризации предприятий. Это обусловлено начавшимся в 90-х годах процессом реструктуризации компаний, вызванным необходимостью адаптации их деятельности к непрерывным изменениям внешней среды.

Реструктуризация предприятия означает не просто изменения, а такие преобразования в организационной и производственной структурах, финансах, технике и технологии, психологии работников, которые позволили бы ему адаптироваться к рыночным условиям хозяйствования, стать привлекательным для инвесторов.

Процесс реструктуризации включает в себя следующие задачи:

- разработку новой рыночной стратегии развития предприятия;
- перестройку организационной структуры управления предприятием в соответствии с новыми принципами его функционирования;
- реорганизацию производственной структуры на основе внедрения новой техники и технологических процессов;
- формирование новой технологии процесса управления предприятием, обеспечивающей реализацию новой стратегии развития.

Реструктуризация производства, ориентирующая предприятия на рынок потребителя, поиск новых сегментов рынка, требует совершенствования механизмов управления данными процессами.

В качестве методологической основы решения этих задач может служить программно-целевой подход, который направлен на поиск рациональных организационных форм управления процессами реструктуризации на основе формирования интегрированной информационной системы.

Если рассматривать реструктуризацию производства как комплексный процесс реорганизации всех звеньев хозяйственной системы, то успех преобразований будет определяться степенью согласованности, скоординированности всех действий на различных иерархических уровнях и в различных функциональных звеньях данной системы.

На уровне отдельных предприятий программно-целевой подход заключается в разработке и осуществлении программ реконструкции производства, формировании гибких, адаптированных к рыночным условиям структур управления.

Главным в этом подходе является научно обоснованное определение цели и ее декомпозиция на подцели различных рангов. В соответствии с этим за полное выполнение программы отвечают определенные органы. Все эти элементы – цель, программы, программно-целевые органы – составляют систему программно-целевого управления.

Для примера в качестве объекта программного решения определим деятельность промышленного предприятия в новых условиях хозяйствования. И применительно к

данному объекту рассмотрим содержание проблемы целепостановки.

Рассмотрим реализацию программно-целевого подхода к процессу реструктуризации производства, имея в качестве главной (генеральной) цели создание адаптированного к рыночным условиям конкурентоспособного предприятия [2].

За определенный период времени главная цель измеряется конкретными показателями: степенью развития, совершенствования и т.п. Она фиксируется, получает количественное выражение или, если это невозможно, достаточно определенное качественное описание.

В центре внимания управляющей системы находится главная цель, а промежуточные цели превращаются в точки контроля за работой по ее достижению.

Процесс разработки стратегии развития предприятия на основе программно-целевого подхода можно представить в виде следующей схемы (рис. 1).

При определении промежуточных целей нельзя полностью устранить элементы субъективизма, которые проявляются в определении параметров оптимизации, то есть конкретных показателей достижения цели, определяемых за соответствующий период.

Можно сделать предположение, что цели предприятия вытекают из его положения во внешней среде, внутренней структуры, выполняемых функций и его прошлого. Цели различных предприятий не одинаковы, но их можно объединить в одном списке.

1. Экономические цели, направленные на оптимизацию всего процесса использования ресурсов предприятия. В большинстве случаев экономические цели оказывают наибольшее воздействие на поведение предпри-

ятия и формируют основу его целей, используемых для управления и контроля.

2. Социальные цели, отвечающие потребностям и личным устремлениям работников предприятия.

3. Цели, отвечающие ожиданиям влиятельных внешних представителей (отдельных держателей акций или компаний, владеющих частью акций фирмы; государственных пенсионных фондов).

В качестве индикатора достижения экономических целей может служить показатель рентабельности (отношение нормы прибыли к величине акционерного капитала) [1].

Следовательно, необходимо сформировать систему долгосрочных (стратегических) целей увеличения рентабельности. На практике это возможно осуществить путем оценки влияния на нее таких факторов, которые способствуют усилению конкурентоспособных позиций предприятия:

- рост объема продаж;
- увеличение относительной доли рынка;
- рост прибыли;
- рост дивидендов на одну акцию, что привлекает дополнительных инвесторов;
- обновление товарного ассортимента и др.

Надежными характеристиками эффективности предприятия выступают финансовые показатели оборачиваемости (рентабельность продаж, оборачиваемость работающего капитала, объем запасов и т. д.). Важным показателем является соотношение задолженности предприятия и стоимости его имущества, который отражает эффективность использования заемных средств. Немаловажное значение имеет состояние физических активов предприятия (возраст основного производства и оборудования).



Рис. 1. Процесс разработки стратегии развития на основе программно-целевого подхода

Следующим важным этапом является ранжирование целей по степени важности и сокращение их количества до минимального. На этом этапе с ростом сложности и неопределенности поставленных задач все большее значение приобретают эвристические методы и экспертные оценки.

В результате ранжирования каждая цель должна получить количественную характеристику. Рекомендуется также нумеровать цели в соответствии с их относительной важностью в системе целей.

Важным методом построения «дерева» целей является декомпозиция, то есть раскрытие структуры главной цели, определение элементов ее составляющих [3, 4].

При этом необходимо:

- во-первых, обособление действительно самостоятельных позиций, от реализации которых зависит достижение главной цели;

- во-вторых, цели, находящиеся на одном уровне иерархии, не должны представлять собой этапы в реализации цели более высокого уровня.

Например, если в качестве главной цели принимается реструктуризация предприятия, то не должно быть таких целей, как анализ существующего положения предприятия, выявление неблагоприятных моментов в деятельности предприятия, планирование конкретных мероприятий и т. д. Это, скорее, подмена целей средствами. Так, в рассматриваемом примере подцели следует конкретизировать по элементам самого комплексного процесса реструктуризации предприятия: преобразование маркетинговой службы, преобразование или создание отдела научных исследований и инноваций, развитие службы стратегического планирования, развитие финансового менеджмента, совершенствование работы с кадрами (расстановка, стимулирование), преобразование информационной системы предприятия и т.д.

На следующем уровне каждая из указанных подцелей декомпозируется аналогичным образом. Например, подцель «развитие финансового менеджмента» может быть декомпозирована по следующим элементам:

- переход на международные стандарты бухгалтерского учета;

- реструктуризация задолженности по платежам в бюджеты (федеральный, региональный);

- совершенствование методов бюджетного планирования;

- снижение неденежных форм расчетов и т.п.

Необходимо рациональное ограничение декомпозиции, поскольку автономность подцелей является относительной. Чрезмерное дробление целей может привести к организационным трудностям, связанным с усложнением функций руководства, координации, контроля, ресурсного обеспечения программно-целевого управления.

На практике число уровней декомпозиции главной цели определяется спецификой деятельности хозяйственной системы, ее структурной организацией, сложностью решаемых задач.

Аналогичный подход применим и к декомпозиции целей при разработке региональных и отраслевых целевых программ. В данном случае декомпозиция может осуществляться на базе различных критериев. Это вызвано сложностью и множественностью характеристик систем данного уровня управления. Так, например, когда ставится цель реструктуризации промышленного комплекса (ПК) региона, то ее декомпозиция на подцели может предполагать, по крайней мере, три критерия:

- во-первых, реструктуризацию ПК региона в территориальном аспекте (по муниципальным образованиям);

- во-вторых, отраслевую реструктуризацию ПК (машиностроительного, нефтехимического, топливно-энергетического, военно-промышленного);

- в-третьих, реструктуризацию ПК как единой целостной экономической системы с выделением приоритетов ее преобразования.

Рассмотрим в качестве примера третий вариант, сформулировав подцели первого уровня декомпозиции:

1. Повышение эффективности использования незагруженных и маловостребованных производственных мощностей региона.

2. Развертывание наукоемких и высокотехнологических производств.

3. Создание экологически чистых производств.

4. Повышение конкурентоспособности производимой социально значимой продукции.

5. Нарастивание экспорта промышленной продукции.

В свою очередь, каждая подцель первого уровня декомпозируется на подцели второго уровня и т.д. Например, подцель «повышение эффективности использования незагруженных и маловостребованных производственных мощностей» можно декомпозировать на подцели второго уровня следующим образом:

1.1. Перераспределение производственных мощностей региона и их концентрация в единой промышленной зоне;

1.2. Повышение специализации предприятий путем освобождения их от непрофильных производств;

1.3. Технологическое перевооружение предприятий на основе новых технологий и вывода оборудования, превысившего нормативные сроки службы.

В результате декомпозиции можно получить графическое изображение структуры целей и их соподчиненности в виде «дерева целей».

Программы должны содержать мероприятия, которые необходимы для достижения каждой подцели и, в конечном счете, главной цели.

Обратимся к рассматриваемому примеру. Подцель второго уровня «технологическое перевооружение предприятий на основе новых технологий и вывода оборудования, превысившего нормативные сроки службы» предполагает реализацию следующих мероприятий:

- определение перечня отраслей, в которых в первую очередь необходимо осуществить техническое перевооружение;

- разработку инвестиционных проектов технологического перевооружения отраслей промышленности;

- определение по отраслям удельного веса выводимого оборудования, превысившего сроки службы;

- разработку календарного (сетевого) плана-графика вывода оборудования.

Практическая реализация мероприятий требует определения структуры каждого из них, то есть выделения отдельных видов работ и определения их содержания.

Целевая программа должна быть тщательно спланирована. При этом важно решить следующие основные задачи:

- во-первых, определить альтернативы, то есть возможности различной последовательности выполнения работ;

- во-вторых, определить длительность (сроки) осуществления одной работы;

- в-третьих, определить потребности в ресурсах, в том числе и в мощности одной работы;

- в-четвертых, определить затраты на одну работу.

Содержание работы можно описать при помощи ряда специфических качественных характеристик. Длительность работы – это время от начала до окончания отдельной работы. Потребность в ресурсах определяется спецификой работы и временем ее осуществления. Затраты на работу – это издержки, обусловленные этой работой и относимые на нее (затраты на материалы, оплату труда, машинного времени и т.д.).

Важное значение имеет организационное обеспечение программы. Организационные мероприятия включают создание новых структурных подразделений или дополнение существующих на предприятиях, ведающих осуществлением программы; назначение специального аппарата руководителей и ведущих исполнителей; определение статуса органов и лиц, осуществляющих управление разработкой и реализацией программы; обязанности руководящего аппарата и ведущих исполнителей.

Начальным этапом организационного обеспечения реализации целевой программы является формирование высшего руководящего органа программы и назначения директора (руководителя). По предложению последнего создается коллективный орган высшего руководства программой, который может иметь различные названия – программ-

ный совет, научный совет, научный комитет, совет руководства и т. п. [3].

На уровне предприятий интегрированные связи в программно-целевой структуре можно представить в виде схемы, приведенной на рис. 2.

Данные органы, организованные по функциональному признаку, не должны подменять или дублировать работу соответствующих функциональных и производственных

подразделений. Все названные советы должны быть органами, помогающими директору программы. Как правило, у них нет директивных и административных прав. Их функции состоят в разработке предложений и рекомендаций, относящихся к составлению программы, определению главных программных вопросов.

Вариант программного управления на региональном уровне, где решающая роль



Рис. 2. Обобщенная схема связей в программно-целевой структуре управления реструктуризацией предприятия

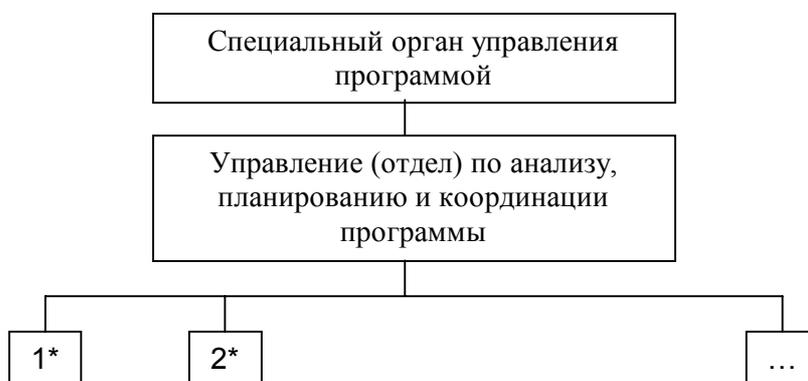


Рис. 3. Принципиальная схема управления региональной целевой программой

* Отраслевые департаменты (управления, отделы-разработчики и исполнители программы)

отводится планированию осуществляемых программных мероприятий и контролю за их выполнением, можно представить в виде следующей схемы (рис. 3).

Это наиболее распространенная организационная форма, которая может быть использована для эффективного управления реализацией комплексных региональных программ и отдельных программ целевого развития.

Список литературы

1. Ансофф И. Новая корпоративная стратегия. СПб.: Питер Ком, 1999.
2. Бажуткина Л. П. Методические аспекты целепостановки в программно-целевом управлении процессами реструктуризации производства. Сборник материалов Всерос. научно-практич. конф. «Проблема стабилизации экономики», г. Пенза, 1999.
3. Мильнер Б. З. Системный подход в организации управления. М.: Экономика, 1983.
4. Шапиро Б. Д. Управление проектами. СПб.: Изд-во «Два Три», 1996.

PROGRAMME – ORIENTED APPROACH TO CONTROL OF RESTRUCTURING PROCESSES AT INDUSTRIAL ENTERPRISES

© 2002 L. P. Bazhutkina

Samara State Academy of Economics

The article deals with the methodical aspect of how programme – oriented control of restructuring processes at industrial enterprises can be used in practice.

ПРОБЛЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТОИМОСТИ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

© 2002 В. А. Носков

Департамент науки и образования Администрации Самарской области

В статье рассматриваются проблемы определения стоимости обучения в вузе. Предлагается система и методика подсчета затрат на различные формы обучения. Делается вывод о необходимости создания для высшей школы адекватного спектра инвесторов в лице государства, частного капитала, спонсоров, средств населения.

Одной из наиболее сложных проблем, встающих перед вузами в условиях транзитивной экономики, является повышение эффективности образования, немаловажную роль в котором играют экономические факторы.

Так, вложив большие средства в учебный процесс, можно оборудовать аудитории и лаборатории, создать хорошую библиотеку, пригласить лучших преподавателей, обустроить быт обучающихся. В этой связи возникает проблема финансирования. Вузы должны вести собственные коммерческие программы, привлекая средства спонсоров и инвесторов. И система оплаты за обучение должна быть адекватна рыночной и социальной ситуации.

При этом следует учитывать, что практически все вузы имеют программы по разным формам обучения, как закрепленные в федеральном законодательстве, так и новые - дистанционные, интерактивные. Разница в затратах на обучение, как и престижность его различных форм, диктуют необходимость разработки системы их оплаты. Первым шагом в этом направлении должно стать создание системы подсчета затрат на различные формы обучения.

Для решения проблемы можно предложить определенную форму и методику определения стоимости образования. Для подсчета реальных затрат на обучение одного студента можно пользоваться данными вузов, государственной или отраслевой статистики, а также опросами студентов.

Определив суммы, которыми должен располагать вуз, чтобы построить разумную систему обучения, включая научно-исследовательскую работу, практику, социально-бы-

товые и культурные условия, можно подсчитать, какими должны быть привлечение дополнительных (внебюджетных) средств и стоимость обучения студентов. Таким образом, первым шагом формирования экономики вуза должен быть расчет затрат на производственно-хозяйственную деятельность учебного комплекса.

В отличие от традиционного бухгалтерского учета, считаем необходимым ранжировать расходы по их значимости, а также распределить их на три группы:

- жизненно необходимые расходы;
- актуальные расходы;
- желаемые расходы.

К жизненно необходимым относятся расходы, без которых вуз не может осуществлять свою деятельность. К группе актуальных можно отнести расходы, без которых невозможно поддерживать необходимый уровень конкурентоспособности вуза. К желаемым будут относиться расходы, которые способны поднять вуз на уровень престижного.

Из этого следует, что в процессе модернизации образования государство должно быть готово финансировать вузы в рамках первой группы расходов. Вторая и третья группа расходов вузов должны обеспечиваться в основном из негосударственных источников, то есть за счет коммерческой деятельности вуза.

Подобный подход, в частности, сделает необходимым организацию в вузах рыночного менеджмента, который позволит проводить разнообразную деятельность по привлечению средств.

Общая схема доходов и расходов вуза может выглядеть в виде баланса, представленного схематично в таблице 1. Эффектив-

ность подобной формы обусловлена тем, что она разработана в рамках бухгалтерского учета.

Как видим, оплата обучения семьями и предприятиями должна касаться только первой и второй части расходов. При этом государство берет на себя целевое финансирование первой части расходов, а также в отдельных случаях обеспечивает выделение государственных грантов на частичное покрытие второй части расходов вуза. Все остальное обеспечивается из средств, получаемых за счет платных студентов (некоторая доля первой и второй части расходов вуза) и спонсоров (финансирование второй и третьей частей расходов).

Сегодня дело обстоит следующим образом: все доходы вуза из различных источников расходуются на первоочередные нужды, порой вместо нормального финансирования происходит “латание дыр”.

На рисунке 1 приведены сравнительные схемы систем финансирования вузов: ныне действующая (А) и предлагаемая (Б).

В большинстве стран успешно функционирующие вузы выделяют для особо одаренных студентов специальные стипендии, причем величина их вполне достаточна для покрытия во время обучения жизненно необходимых расходов. Продиктована подобная лояльность вполне рациональными сообра-

Таблица 1. Баланс доходов и расходов вуза

| Доходы | Расходы |
|--|---|
| 1. Целевое государственное (отраслевое) финансирование: 1.1. Целевые средства государства/ региона/отрасли 1.2. Государственное субсидирование студентов и т. д. | 1. Жизненно необходимые расходы 1.1. Заработная плата профессорско-преподавательского персонала (ППП) 1.2. Заработная плата вспомогательного персонала 1.3. Коммунальные платежи и т. д. |
| 2.1. Государственное (отраслевое) финансирование: а. Субсидии наиболее важным и /или высокозатратным в обучении вузам б. Гранты на целевые программы 2.2. Коммерческие проекты вузов 2.3. Спонсорская помощь предприятий, организаций и частных лиц 2.4. Целевые инвестиции частных лиц и организаций 2.5. Оплата обучения платными студентами и т. д. | 2. Актуальные расходы 2.1. Дополнительная заработная плата и поощрения ППП и сотрудников 2.2. Содержание общежитий и столовых 2.3. Формирование и обновление библиотечных фондов 2.4. Строительство и содержание спортивных сооружений, актовых залов и т.д. 2.5. Оплата участия ППП и студентов в конференциях 2.6. Обеспечение лабораторных фондов и полевых занятий 2.7. Ремонт 2.8. Обновление обстановки в аудиториях и других помещениях вуза 2.9. Содержание компьютерных классов, технического и программного обеспечения, выхода в Интернет и т. д. |
| 3.1. Коммерческие проекты вузов 3.2. Спонсорская/благотворительная помощь предприятий, организаций и частных лиц 3.3. Целевые инвестиции частных лиц и организаций и т.д. | 3. Желаемые расходы 3.1. Строительство и содержание культурных и спортивных сооружений 3.2. Формирование и обновление инфраструктуры 3.3. Благоустройство территории, учебных корпусов, общежитий и других сооружений, принадлежащих вузу, и т. д. |

жениями: престижем, потребностью в поддержке талантов, использованием знаний студентов.

Кроме того, университеты обычно создают специальные рабочие места для студентов, на которые принимаются преимущественно свои учащиеся. Это сфера услуг, научные лаборатории, исследовательские фирмы, проектные организации. Труд студентов более дешев, а квалификация выше. В то же время они получают возможность, не прекращая учебы, зарабатывать на обучение и/или собственные потребности, одновременно получая неоценимый практический опыт и квалификацию.

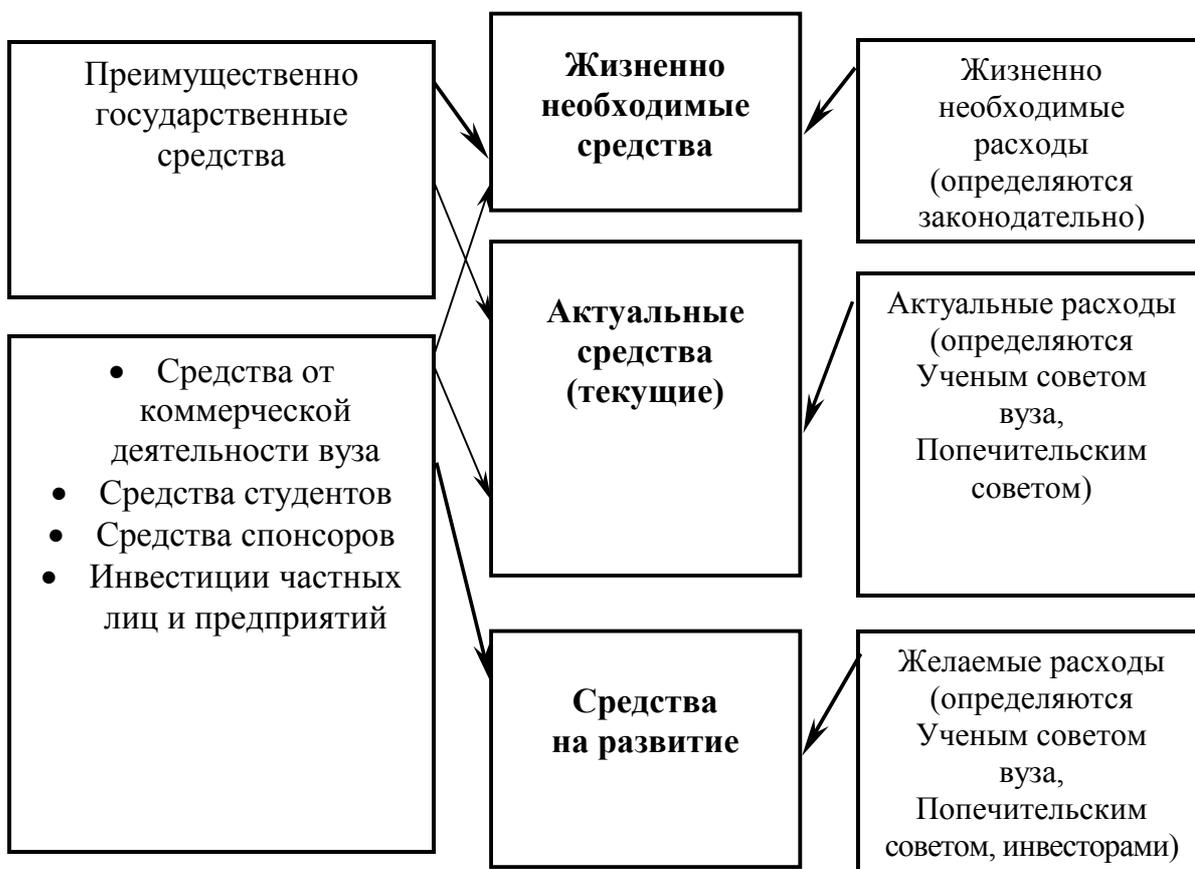
Более сложным является вопрос о конкретных суммах, которые тому или иному вузу следует брать за обучение (причем независимо от того, государственное ли это финансирование или плата студентов за обучение). Иными словами, проблема заключается в том, какая доля актуальных расходов должна погашаться из сумм, получаемых за обучение, а какую вуз должен получить (заработать) самостоятельно.

Здесь должны учитываться различные факторы, к основным из которых, на наш взгляд, относятся следующие:

- положение вуза в конкурентной среде (престижность);



А) Существующая система движения финансовых потоков в вузе



Б) Предлагаемая система движения финансовых потоков в вузе

Рис. 1. Сравнение систем движения финансовых потоков в вузе

- развитость инфраструктуры (состояние аудиторий, лабораторий, библиотеки, общежитий, столовых, мест отдыха);

- возможность оплачивать образовательный процесс со стороны государства и частных лиц;

- величина и развитость коммерческой необразовательной деятельности вуза;

- государственная, отраслевая и корпоративная поддержка вуза.

Существующая практика определения цены позволяет выявить действующие методы:

- метод минимальных сумм, который позволяет подсчитывать количество средств, позволяющих существовать вузу. Полученная сумма делится на плановое количество платных мест;

- метод сравнений, который позволяет, изучив цены на обучение в других вузах, действующих в регионе, скорректировать собственные цены с учетом уровня престижа вуза или специальностей по сравнению с другими;

- метод максимальных сумм, при котором вуз назначает плату за обучение, исходя из максимально возможных величин;

- “потолочный” метод, когда размер оплаты не рассчитывается, а устанавливается произвольно, в основном по решению ректора, управляющего авторитарно.

К сожалению, ни один из этих методов нельзя считать полностью оправданным. На наш взгляд, наилучший вариант расчета должен основываться на маркетинговой оценке вуза и качестве обучения. Одним из ключевых моментов при назначении платы за обучение остается расчет ее рациональной величины.

В этой связи определим, что считается наилучшим результатом.

Методика назначения платы за обучение должна исходить из интересов следующих групп:

- государства (в лице федеральных и региональных органов власти);

- отраслей народного хозяйства (в лице отраслевых министерств, ведомств, предприятий, организаций);

- вузов (в лице руководства и сотрудников);

- обучающихся (студентов, слушателей, физических и юридических лиц, обеспечивающих оплату за обучение);

- граждан (работников предприятий и организаций в лице их руководства, менеджеров, служащих, рабочих, неработающих лиц, находящихся на попечении государства).

Для того, чтобы оценить, какой может быть схема определения платы за обучение, целесообразно проанализировать расходы (затраты) и доходы (результаты) каждой из этих основных заинтересованных групп.

Схематично этот баланс представлен на рис. 2 в следующем виде: “для... они... должны...”. Например, для достижения безопасности страны государство должно финансировать вложения в высшую школу, поскольку ему необходимо обеспечить достаточный уровень стратегических научных разработок.

Одним из сложных вопросов при реализации такой схемы является решение проблемы оплаты обучения самими учащимися (или их родственниками). Увеличение доли платного обучения углубляет социальное неравенство, так как многие категории малообеспеченных граждан в связи с недостаточной предвузовской подготовкой могут поступать в вузы только на платной основе.

Следует признать, что система высшего образования отличается высокой степенью неравенства (или, скорее, социальной неоднородности): дети экономистов идут учиться в экономические вузы, дети биологов - на биологические факультеты, а дети артистов - в театральные институты. Чтобы снизить напряженность проблемы социального неравенства, достаточно следовать правилу, сформулированному заместителем директора Института социологии РАН Д. Константиновским: “По-разному можно объяснить неравенство, но оно существует. Это не означает, что нужно ограничивать возможности каких-то групп, например, в получении образования. Надо увеличить возможности тех, у кого они малы” [1].

В этом случае на первый план выходят вопросы кредитования студентов на период обучения. Кредитование по схемам, предлагаемым Сберегательным банком РФ, студентам обременительно. Экономический расчет

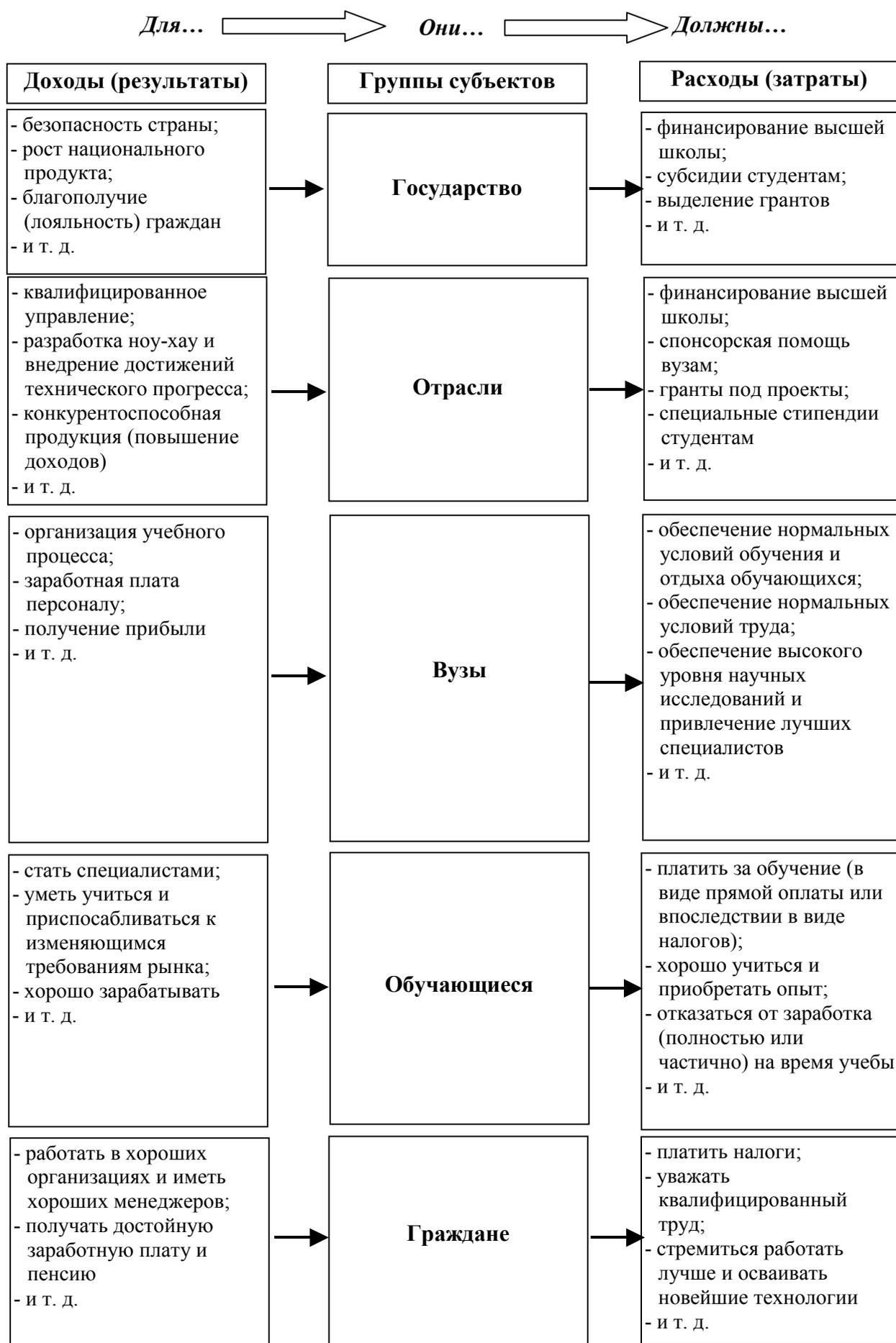


Рис. 2. Баланс доходов и расходов субъектов, заинтересованных в образовании

показывает, что в большинстве случаев им невыгодно брать кредит.

Заметим, что кредитование студентов могут осуществлять не только родственники или банки. В большинстве стран кредитованием и спонсированием наиболее способных студентов занимаются предприятия, общественные или благотворительные фонды, сами вузы. В случае существования государственной поддержки подобных мероприятий в нашей стране могут появиться возможности для развития новых форм поддержания студентов на период обучения.

Существуют и более экономичные формы получения высшего образования. К ним относятся заочное обучение и одна из наиболее перспективных современных его разновидностей - дистанционное. Нельзя не признать, что традиционное заочное обучение имеет существенные недостатки.

Одним из направлений повышения эффективности бесконтактной формы образования сегодня становятся разнообразные способы дистанционного обучения с использованием современных технических средств: образовательного телевидения и радио, компьютерных сетей (включая Интернет).

Экономический эффект этих форм обучения проявляется в двух видах. С одной стороны, сокращаются расходы вуза, в том числе на содержание зданий и сооружений (электроэнергия, вода, арендная плата), общепроизводственные расходы (учебное оборудование, мебель), отчасти на заработную плату профессорско-преподавательского состава и вспомогательного персонала. Правда, увеличиваются накладные расходы (почтовые, оплата услуг электронной почты), а также расходы на разработку и размножение учебно-методических материалов (программ, учебников, практикумов, в том числе и на электронных носителях). Однако эти расходы существенно меньше, чем при очной форме обучения и вполне покрываются оплатой студентов.

С другой стороны, сокращение расходов вуза автоматически влечет за собой сокращение сумм, требуемых на образование. По оценкам некоторых специалистов, дистанционное обучение оказывается в три раза

дешевле традиционного [2]. Другие исследователи указывают на более низкие цифры: “Пока в развитых странах удовольствие получать образование с помощью компьютера обходится дешевле на 20-25%”, предельное снижение стоимости оплаты они указывают как 50% [3]. Думается, что столь существенная разница в оценках определяется тем, что при расчетах берутся разные показатели. В стоимость обучения можно включать различные суммы: приобретение и содержание компьютера с подключением к Интернет, а при дистанционном обучении расходы на проезд, питание, проживание, отказ от возможности получения заработной платы во время учебы.

Особый случай представляет собой второе высшее образование. В отличие от первого (базового), получить его можно только за плату. Более того, на него не распространяются системы государственных дотаций. Выход у потенциальных студентов только один: изыскивать средства на получение этого образования.

Многие вузы начали активно использовать очно-заочную (вечернюю) и дистанционную формы обучения. По некоторым оценкам сегодня в России насчитывается свыше трехсот вузов, предлагающих получить второе высшее образование на своих специальных факультетах.

Система оплаты образовательных программ организациями для своих специалистов пока слабо развита в России. В основном предприятия оплачивают краткосрочные (до 6 месяцев) курсы повышения квалификации. Поэтому большинство лиц, желающих получить второе высшее образование, сегодня либо ищут спонсоров (различные фонды или частных лиц), либо оплачивают его самостоятельно. Затраты эти высоки - по наиболее престижным специальностям в московских вузах придется потратить от 1 375 до 5 000 долларов в год [4]. Это только величина оплаты обучения. Сверх этого необходимо приобретать учебную литературу, для иногородних студентов - платить за жилье. Именно поэтому в системе второго высшего образования сегодня обучаются в основном высокооплачиваемые специалисты коммерческих предприятий, которым оно нужно для полу-

чения более престижной работы и продолжения карьеры.

Подводя итог, следует отметить, что государство еще не до конца определилось со своим отношением к высшей школе и способам разрешения ее проблем, хотя в развитии высшей школы роль его велика, поскольку оно должно быть не только заказчиком услуг высшей школы, но и играть ведущую роль в ее финансировании.

Ныне эта отрасль в преобладающей мере развивается за счет средств населения. В значительно меньшей мере - за счет государства, предприятий и спонсоров. В интересах дальнейшего роста объема и качества услуг высшего образования эта диспропорция должна быть устранена.

Вузы, добившиеся успеха на рынке образовательных услуг, не только следуют потребительским предпочтениям, но и активно формируют их, развивают свою конку-

рентоспособность, уделяют большое внимание вузовскому менеджменту, ведут разумную ценовую политику с учетом реального качества своих услуг. Эти направления в развитии вузов объективно обусловлены, и вся высшая школа неизбежно пойдет по этому пути.

Список литературы

1. Константиновский Д. Все меняется, а неравенство остается // Известия / Наука. 2001. 22 июня. С. III.
2. Концепция создания и развития единой системы дистанционного образования в России (Федеральная программа). // http://www.fcdo.ido.ru/de/st_064.html.
3. Кириллова С. Виртуальные студенты // Московские новости, 2001, № 4 (1072), 23-29 января. – С. 19.
4. Фуколова Ю., Иванющенко М. Дважды образованные. // Деньги, 2000, № 41 (294), 18 октября. – С. 28-31.

PROBLEMS OF COST CALCULATION OF HIGHER EDUCATION

© 2002 V. A. Noskov

Science and Education Department of Samara Region Administration

The article deals with some problems of cost calculation of higher educational institutions and suggests a system and techniques of expense calculations for various forms of training. A conclusion is made as to the necessity of creation of an adequate spectrum of investors for higher educational institutions in the face of the state, private capital, sponsors and population assets.

Для заметок

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ИМ. АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

№ 1

2002

Технический редактор **Шишкова Э. Ю.**
Корректор **Карпова Л. М.**
Компьютерная верстка **Коломиец В. В.**

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Тираж 200. Заказ 10.

Отпечатано в отделе интеллектуальной собственности и информационного обеспечения
Самарского государственного аэрокосмического университета
443086, Самара, Московское шоссе 34