# ВЕСТНИК

САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА имени академика С. П. КОРОЛЁВА

# № 1 (17)

# ВЕСТНИК САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА имени академика С. П. КОРОЛЁВА

# № 1 (17)

# 2009

Главный редактор Сойфер В. А., член-корр. РАН

Заместитель главного редактора Шахматов Е. В., д.т.н., профессор

Ответственный секретарь Прохоров А. Г., к.т.н., доцент

Редакционная коллегия

Аншаков Г. П., член-корр. РАН Балакин В. Л., д.т.н., профессор Барвинок В. А., член-корр. РАН Бездухов В. П., член-корр. РАО Богатырёв В. Д., д.э.н., профессор Гречников Ф. В., член-корр. РАН Казанский Н. Л., д.ф.-м.н., профессор Кирилин А. Н., д.т.н., профессор Комаров В. А., д.т.н., профессор

Коптев А. Н., д.т.н., профессор Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор Лукачёв С. В., д.т.н., профессор Михеев В. А., д.т.н., профессор Павельев В. С., д.ф.-м.н., доцент Пиганов М. Н., д.т.н., профессор Прохоров С. А., д.т.н., профессор Фалалеев С. В., д.т.н., профессор Шорин В. П., академик РАН

Журнал входит в утверждённый ВАК Минобрнауки РФ Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, выпускаемых в Российской Федерации, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёных степеней доктора и кандидата наук.

Журнал включён в общероссийский каталог ОАО "Роспечать". Подписной индекс - 18264.

© Самарский государственный аэрокосмический университет 443086, Самара, Московское шоссе, 34 Тел.: (846) 267 48 41 Электронная почта: <u>vest@ssau.ru</u>

Самара 2009

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ЭКСПЕРИМЕНТЫ НА БОРТУ КА «ФОТОН-М» №3 И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МИССИИ	
В. И. Абрашкин, С. М. Шатохин, Т. Б. Ковалева, С. Л. Сафронов	9
ИССЛЕДОВАНИЕ ПОПЕРЕЧНОЙ СИЛЫ ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ ПОД БОЛЬШИМИ УГЛАМИ АТАКИ А. В. Гумеров, Л. В. Гумерова, Е. М. Бальзанникова	14
ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ Е. В. Журавлева	24
КОМАНДНОЕ УПРАВЛЕНИЕ УГЛОМ АТАКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ РАЗГОНА-НАБОРА ВЫСОТЫ А. Г. Кочян	30
ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ВГТД С РОТОРОМ НА ГАЗОВЫХ ПОДШИПНИКАХ Б. А. Пономарев, В. В. Гаврилов	41
ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ А. Н. Харитонова	56
АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК НАГРУЖЕНИЯ БЛОКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «СОЮЗ-СТ» В МЕСТАХ ИХ ОПИРАНИЯ ПРИ МОРСКОЙ ТРАНСПОРТИРОВКЕ С. В. Широков	61
АПРОБАЦИЯ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ ВЯЗКОСТИ НА ТЕЧЕНИЕ В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ В ПРИБЛИЖЕНИИ ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ	(0)
С. А. Шустов ЧИСЛЕННАЯ МОДЕЛЬ ВЛИЯНИЯ ВЯЗКОСТИ НА ТЕЧЕНИЕ В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ В ПРИБЛИЖЕНИИ ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ СКОРОСТИ	70
<ul> <li>ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОТРЫВА ПОТОКА</li> <li>В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ</li> <li>С ПРОФИЛИРОВАННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТЬЮ СОПЛА С. А. Шустов</li> </ul>	90
-	

ИДЕНТИФИКАЦИЯ И МЕТОДИКА СНИЖЕНИЯ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ШУМОВ АВТОМОБИЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ МЕТОДОМ АКТИВНОЙ КОМПЕНСАЦИИ А. В. Васильев, С. С. Андреев, И. В. Буцаев, В. В. Пимкин	100
КРИТЕРИИ ДИСКРЕТНО-ФАЗОВОГО КОНТРОЛЯ РАБОЧЕГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК И ИХ РЕАЛИЗУЕМОСТЬ В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОАГРЕГАТАМИ А. И. Данилин, А. Ж. Чернявский	107
УЧЁТ СТЕПЕНИ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ В. А. Кирпичёв	116
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДРОБЬЮ ДЕТАЛЕЙ С КОНЦЕНТРАТОРОМ ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ ОБРАЗЦА-СВИДЕТЕЛЯ В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк	123
ПОВЫШЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ РЕГУЛИРОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк, А. В. Чирков	127
ОСОБЕННОСТИ КОРРЕКЦИИ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СЛЕДЯЩИХ ПРИВОДОВ А. В. Месропян	134
ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВ	<u>яз</u> ь
ЛАЗЕРНЫЙ ОПТИКО-АКУСТИЧЕСКИЙ ОКТАНОМЕТР В СИСТЕМАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЦЕССА КОМПАУНДИРОВАНИЯ ТОВАРНЫХ БЕНЗИНОВ В. Н. Астапов	145
УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА	L
О РЕКУРРЕНТНО-МАТРИЧНОЙ ФОРМЕ МЕТОДА ОПТИМАЛЬНОГО ИСКЛЮЧЕНИЯ А. И. Жданов, Л. В. Яблокова	154
МЕТОД УЛУЧШЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ НА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА И ЕГО ПРИЛОЖЕНИЕ К ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ МАНЕВРОВ НЕШТАТНОЙ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЁТА	
В. Н. Квоков, Е. А. Трушкова, М. Ю. Ухин	161

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ СТРУКТУР ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	
В. А. Комаров, А. В. Черняев	171
РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ МЕЖДУ СИСТЕМАМИ UNIGRAPHICS NX4 И САТІА V5 С СОХРАНЕНИЕМ ДЕРЕВА ПОСТРОЕНИЯ	100
А. В. Николаев, О. И. Максимова, М. С. Черников, М. А. Зайкин	180
КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЗУБОНАРЕЗАНИЯ ЧЕРВЯЧНО-МОДУЛЬНЫМИ ФРЕЗАМИ Ю. В. Полянсков, А. Р. Гисметулин, А. В. Николаев, К. В. Грибовская	188
ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ	
РЕПУТАЦИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ, КОНКУРИРУЮЩИХ НА РЫНКЕ, С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ	
Д. Ю. Иванов, Е. В. Кирилина	197
«БЕЗОПАСНОСТЬ», «УГРОЗА БЕЗОПАСНОСТИ», «ЧРЕЗВЫЧАЙНАЯ СИТУАЦИЯ»: НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СООТНОШЕНИЯ ПОНЯТИЙ	
В. В. Пятилетов	201

\_\_\_\_

# AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

EXPERIMENTS ABOARD THE SPACE VEHICLE "PHOTON-M"	
NO. 3 AND SOME RESEELTS OF THE MISSION	
V. I. Abrashkin, S. M. Shatokhin, T. B. Kovalyova, S. L. Safronov	9
ANALYSIS OF TRANSVERSE FORCE IN THE CASE OF FLOW ABOUT	
BODIES OF REVOLUTION AT HIGH ANGLE OF ATTACK	
A. V. Gumerov, L. V. Gumerova, Ye. M. Balzannikova	14
	1.
SIMULATION OF AUTOMATIC SYSTEMS	
OF CONTROLLING SPACE VEHICLE DRIVES	
Ye. V. Zhuravlyova	24
COMMAND CONTROL OF HYPERSONIC AIRCRAFT ANGLE	
OF ATTACK DURING ACCELERATION AND CLIMB	
A G Kotchyan	30
n. o. notenyati	50
PROBLEMS OF MAKING AUXILIARY GAS TURBINE	
ENGINES WITH GAS BEARING ROTORS	
B. A. Ponomaryov, V. V. Gavrilov	41
DETERMINING FLOW REGIMES A ROUND ROCKET	
BOOSTERS ON A PART OF THE LAUNCH ORBIT	
A. N. Kharitonova	56
ANALYSIS OF LOADING CHARACTERISTICS OF "SOYUZ-ST"	
CARRIER ROCKET MODULES IN PLACES OF THEIR SUPPORT	
DURING SEA TRANSPORTATION	
S. V. Shirokov	61
APPROBATION OF THE NUMERICAL MODEL OF ACCOUNT	
OF VISCOSITY IMPACT ON THE FLOW IN LOW-THRUST	
ROCKET ENGINE NOZZLES IN THE APPROXIMATION	
OF A LAMINAR BOUNDARY LAYER WITH SLIDING	
S. A. Shustov	69
	0,
NUMERICAL MODEL OF VISCOSITY IMPACT ON FLOW	
IN LOW-THRUST ROCKET ENGINE NOZZLES IN THE APPROXIMATION	
OF A LAMINAR BOUNDARY LAYER WITH VELOCITY SLIP	
S. A. Shustov	79
EXPERIMENTAL ANALYSIS OF FLOW SEPARATION IN LOW	
THRUST ROCKET ENGINE NOZZLES WITH A PROFILED	
SUPERSONIC PART OF THE NOZZLE	
S. A. Shustov	90

# MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES

IDENTIFICATION AND PROCEDURE OF REDUCING PERIODIC NOISE OF INTERNAL COMBUSTION CAR ENGINES USING	
THE ACTIVE COMPENSATION METHOD	
A. V. Vasilyev, S. S. Andreyev, I. V. Butsayev, V. V. Pimkin	100
CRITERIA OF DISCRETE PHASE CONTROL OF BLADE WORKING CONDITION AND THEIR FEASIBILITY IN SYSTEMS	
OF TURBINE DRIVEN SET AUTOMATIC CONTROL A. I. Danilin, A. Zh. Tchernyavsky	107
TAKING ACCOUNT OF STRESS CONCENTRATION DEGREE WHEN FORECASTING THE FATIGUE STRENGTH OF STRENGTHENED PART	
V. A. Kirpitchyov	116
FORECASTING THE ENDURANCE LIMIT OF SHOT-STRENGTHENED PARTS WITH A CONCENTRATOR BY RESIDUAL STRESSES OF A CONTROL SPECIMEN	
V. A. Kirpitchyov, V. S. Vakulyuk	123
INCREASING THE RELIABILITY OF AIRCRAFT COMPONENTS BY REGULATING TECHNOLOGICAL RESIDUAL STRESS	
V. A. Kirpitchyov, V. S. Vakulyuk, A. V. Tchirkov	127
<b>PECULIARITIES OF ELECTROHYDRAULIC SERVO DRIVE CORRECTION</b> A. V. Mesropyan	134
ELECTRONICS, MEASURING DEVICES, RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATION	
LASER OPTICO-ACOUSTICAL OCTANE METER IN SYSTEMS OF OPTIMIZING THE PROCESS OF COMMERCIAL	
PETROL COMPOUND-FILLING V. N. Astapov	145
CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIEN	ICE
<b>RECURRENT MATRIX FORM OF THE OPTIMAL ELIMINATION METHOD</b> A. I. Zhdanov, L. V. Yablokova	161
COMPARATIVE ANALYSIS OF DIFFERENT APPROACHES TO DESIGNING THIN-WALLED ELEMENT STRUCTURES OF COMPOSITE MATERIALS V A Komarov A V Tchernyaev	171
1. 11. ISOINAIOV, 11. 1. IONOINIYAOV	1/1

DESIGNING A SYSTEM OF AUTOMATIC DATA TRANSFER	
BETWEEN UNIGRAPHICS NX4 AND CATIA V5 SYSTEMS	
SAVING THE CONSTRUCTION TREE	
A. V. Nikolayev, O. I. Maximova, M. S. Tchernikov, M. A. Zaikin	180
COMPUTER DESIGN OF THE GEAR CUTTING PROCESS	
USING GEAR HOB CUTTERS	
Yu. V. Polyanskov, A. R. Gismetulin, A. V. Nikolayev, K. V. Gribovskaya	188
HUMANITIES	
<b>REPUTATION OF ENTERPRISES COMPETING IN THE MARKET</b>	
FROM THE POINT OF VIEW OF CONSUMERS	
D. Yu. Ivanov, Ye. V. Kirilina	197
"SECURITY", "THREAT TO SECURITY", "EMERGENCY":	
SOME PROBLEMS OF RELATIONSHIP BETWEEN THE CONCEPTS	
V. V. Pyatiletov	201

УДК 629.78

#### ЭКСПЕРИМЕНТЫ НА БОРТУ КА «ФОТОН-М» №3 И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МИССИИ

© 2009 В. И. Абрашкин, С. М. Шатохин, Т. Б. Ковалева, С. Л. Сафронов

#### ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара

Рассматриваются научные эксперименты, проводимые на борту космического аппарата (КА) «Фотон-М» №3 в рамках полета с 14 по 26 сентября 2007 г. Описан состав и объем научных приборов и экспериментальных установок, а также первые результаты обработки экспериментальных данных.

Эксперимент, технология, материал, космический аппарат, исследование, научная аппаратура, микрогравитация, невесомость.

14 сентября 2007 г. произведен запуск, а 26 сентября успешно завершен полет КА «Фотон-М» №3. Спускаемый аппарат (СА) совершил посадку в 100 км южнее г. Кустаная.

КА «Фотон-М» предназначен для проведения технологических и научных экспериментов, производства материалов и биологических препаратов в интересах различных отраслей промышленности и науки, а также осуществления международного сотрудничества на коммерческой основе. КА позволяет размещать экспериментальные установки и создавать оптимальные условия как по длительности, так и по условиям функционирования экспериментальных устройств. На рис. 1 представлен внешний вид «Фотон-М» №3.

На КА «Фотон-М» №3 проведены многочисленные эксперименты сообщества российских, европейских и американских исследователей, занимающихся вопросами материаловедения, биотехнологии, биологии, физики невесомости, метеоритики.



#### Рис. 1. Внешний вид КА «Фотон-М» № 3

 2 - антенны научной аппаратуры (НА) ТЕЛЕСАПОТ; 3 - устройство крепления, раскрытия и фиксации антенн НА ТЕЛЕСАПОТ (2 шт.); 4 - СА; 5 - контейнер химических источников тока (ХИТ); 6 - приборный отсек (ПО); 7 - платформа средств отделения; 8 - радиатор-охладитель; 9 - инфракрасный построитель местной вертикали (2 шт.); 10 - антенна бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (2 шт.); 11 - антенна радиотелеметрической системы (2 шт.); 12 - пороховая тормозная двигательная установка (ПТДУ); 13 - стяжная лента (4 шт.)

9

# Эксперименты на борту КА «ФОТОН-М» №3

На КА «Фотон-М» №3 было размещено 27 экспериментальных установок, в том числе 11 российских и 16 иностранных. В ходе полета КА выполнено 105 научных экспериментов, из них – 37 европейских, 61 российских (в том числе - два по контракту с Китаем), 7 – российско-европейских. Общая масса НА составляла 688 кг. Эксперименты с российской стороны разработаны специалистами КБОМ им. В. П. Бармина, ЦНИИ-Маш, ИМБП РАН, с зарубежной стороны научными организациями стран-участниц Европейского космического агентства (ЕКА): Бельгии, Германии, Италии, Испании, Нидерландов и Франции, а также Канады и Швеции. Все работы проводились в рамках Федеральной космической программы России и в соответствии с долгосрочными соглашениями между Роскосмосом и ЕКА.

#### Научная аппаратура

Программируемый инкубатор БИО-БОКС - аппаратура для исследований в области биологии клеток в условиях космоса. Аппаратура позволила в полностью автоматическом режиме провести биологические эксперименты с ограниченным числом команд управления.

Научная аппаратура SCCO – это эксперименты с многокомпонентными смесями, представляющими сырую нефть. Эксперименты касаются диффузии жидких гидрокарбидных смесей, стимулируемой перепадом температур (эффект Cope).

В научном оборудовании SCCO размещалось восемнадцать экспериментальных образцов с автоматической обработкой данных по ним на протяжении полета.

В аппаратуре ГРАДФЛЕКС проводились исследования в области физики жидкостей в невесомости (изучение градиентной флуктуации). ГРАДФЛЕКС включает два эксперимента: Сингл (Single) и Миксчер (Mixture). В рамках полета ГРАДФЛЕКС использовались функции видеообработки и передачи данных с помощью аппаратуры ТЕЛЕСАПОТ.

ЭРИСТО/ОСТЕО - биологические инкубаторы для исследований костных тканей. В ЭРИСТО/ОСТЕО использованы «бесстрессовые» условия невесомости, позволяющие испытать и изучить воздействие лекарственных препаратов, а также оценить влияние факторов роста на деятельность клеток костной ткани. Аппаратура позволила изучить клетки на различных этапах эволюции в различных контролируемых условиях окружающей среды.

НА ДИМАК (трехосный акселерометр) предназначена для проведения регистрации микроускорений внутри СА во время орбитального полета в частотном диапазоне от 0,0001 Гц до 200 Гц. ДИМАК дополнил комплект высокоточных акселерометров TAS-3, уже разработанных для КА «Фотон-М» № 2, новыми технологическими решениями, основанными на новейших оптических методиках, позволяющих производить измерение постоянной составляющей остаточного ускорения на борту, и обеспечил проведение очень важных для всех постановщиков экспериментов измерений микроускорений и определения пространственной ориентации КА «Фотон-М» № 3 по измеряемым параметрам геомагнитного поля.

АКВАХАБ - биоэксперименты в водной среде (выращивание водных микроорганизмов).

АКВАХАБ обеспечил водную среду обитания для малых рыб. Наблюдение за клетками Euglena gracilis и поведением малых цихловых рыб (Oreochromis mossambicus) осуществлялось при помощи двух видеокамер. После посадки на основе видеозаписей, сделанных во время полета с помощью аппаратуры ТЕЛЕСАПОТ, проводится анализ движения рыб.

ГРАНАДА - малоразмерный автоматический эксперимент по выращиванию кристаллов протеина несложным и эффективным способом.

Для выращивания кристаллов в капиллярных пробирках с тремя слоями химических соединений (а именно: слоя осаждающего вещества, буферного слоя и протеинового слоя) был использован метод контрдиффузии. В условиях невесомости во время полета КА «Фотон-М» № 3 конвективные движения тщательно подавлялись при одновременном

строгом контроле температур внутри инкубатора ГРАНАДА.

ФРЕКБОУН – эксперимент по исследованию эффективности контрмер по исключению потерь массы костной ткани во время космического полета.

Поддержанию удовлетворительного уровня целостности костных тканей способствуют механические нагрузки, как правило применяемые в процессе повседневной деятельности астронавтов. В аппаратуре ФРЕК-БОУН управляемая компьютером система позволила программировать нагрузки, имитирующие движения при ходьбе, беге, прыжках и других видах деятельности, а также регулярные колебания. Система создания нагрузки состояла из набора пьезоэлектрических кристаллов, расширением и сжатием которых управляло приложенное напряжение.

В аппаратуре БИОПАН проходили исследования влияния космического пространства на биообразцы и конструкционные материалы. БИОПАН представляет собой обновленную модель той же конструкции контейнера, которая была изготовлена для КА «Фотон-М» № 2, с некоторыми внутренними изменениями, учитывающими старение и сроки службы некоторых его компонентов. В БИОПАН-6 были размещены эксперименты, связанные с воздействием космической среды и радиации на биологические образцы и образцы материалов.

С помощью НА СТОУН проводились исследования, посвященные изучению физических и химических изменений осадочных пород при прохождении СА атмосферы на участке спуска. Эти исследования явились продолжением исследовательских работ, проводившихся в ходе предыдущих полетов КА «Фотон». Земные микроорганизмы и органические молекулы, залегающие в кусках камня, были зафиксированы на внешней поверхности СА и подвергнуты на этапе завершения полета условиям входа в атмосферу, которые сравнимы с условиями падающих метеоритов.

БАТАРЕЯ ЕКА (источник питания) обеспечила электропитанием НА БИОБОКС, ЭРИСТО/ОСТЕО, АКВАХАБ, ГРАНАДА, ФРЕКБОУН, начиная с момента включения пороховой тормозной двигательной установки КА до извлечения научной аппаратуры из СА на месте посадки.

Проверены в условиях микрогравитации проектные решения новых тепловых труб в эксперименте ТЕПЛО, разработки Бельгии совместно с ЕКА.

Аппаратура ТЕЛЕСАПОТ обеспечила канал связи и обслуживания НА путем передачи научной информации по специальной линии на наземную станцию ЕКА.

ТЕЛЕСАПОТ обеспечивал работу экспериментов: ГРАДФЛЕКС, БИОБОКС, ЭРИ-СТО/ОСТЕО, АКВАХАБ, ДИМАК, ФРЕК-БОУН, YES-2, и SCCO.

Параллельно указанный прибор имел возможность передавать на полезные нагрузки набор параметров, которые могут изменять граничные условия проведения экспериментов.

Наземные станции находились в г. Кируна (Швеция).

Аппаратура ПОЛИЗОН – установка по выращиванию кристаллов полупроводниковых материалов.

Результаты 11-ти экспериментов в области космического материаловедения, проведенных на российской установке ПОЛИ-ЗОН-М, позволят серьезно продвинуться в понимании тонкостей технологий выращивания ряда перспективных полупроводниковых материалов, получения сплавов. В этих экспериментах наряду с Россией участвовали еще Европа и Китай.

НА ВИБРОКОН-М - отечественная установка, предназначенная для изучения влияния управляемых вибраций на тепломассоперенос в жидкой фазе при моделировании направленной кристаллизации, процессов растворения в многофазных средах и др., в условиях микрогравитации.

Эксперименты, проведенные на установке ВИБРОКОН-М, позволят получить знания, необходимые для углубления понимания процессов ТЕПЛО и массопереноса в многокомпонентных и многофазных средах, что даст возможность правильной интерпретации как особенностей ранее проведенных материаловедческих экспериментов, так и деталей многих наземных технологических

процессов в выращивании полупроводниковых материалов, в литейном производстве, найдет приложение и в метрологии.

Эксперименты в области космической биотехнологии проведены на российской аппаратуре БИОКОНТ-М. Воздействию факторов космического полета – микрогравитации и проникающих космических излучений - подвергались бактерии из международной коллекции штаммов микроорганизмов, что позволит провести детальные генетические исследования последствий орбитальных полетов. Продолжены успешно начатые ранее, во время полета КА «Фотон-М» № 2, эксперименты по получению из экспонированных в ходе полета штаммов микроорганизмов новых разновидностей биодеградантов нефти, а также новых биологических стимуляторов роста растений на основе совершивших космический полет грибков.

На российской установке КОНТУР-Л проведен полет группы из двенадцати грызунов – монгольских песчанок. После полета их подвергли всесторонним исследованиям, направленным на выяснение особенностей влияния полета на костно-мышечные ткани млекопитающих, на изменение физиологии органов и тканей, на водный обмен. В исследованиях задействована большая кооперация, состоящая как из российских, так и из американских ученых.

В небольших по массово-габаритным характеристикам российских биологических контейнерах воздействию факторов космического полета подвергались виноградные улитки, иглистые тритоны и гекконы. В экспериментах приняли участие специалисты России и США. Также проведены эксперименты образовательной программы, в которой приняли участие студенты-младшекурсники из Воронежа и московские школьники: отобранные ими биологические объекты (тараканы, куколки бабочек, тутовый шелкопряд, семена арахиса) совершили космический полет в малых мягких укладках.

Особо выделялся по сложности задач студенческий космический тросовый эксперимент YES2, целью которого стало возвращение маленькой капсулы из космоса на Землю с помощью тридцатикилометрового троса.

К сожалению, он был лишь частично успешным – не был получен сигнал от передатчика, установленного в спускаемой капсюле, поэтому не установлено ее место приземления. Тем не менее, накоплены ценные сведения о динамике тросовой системы в условиях космического полета.

НА SSAU-YES2 предназначена для высокоточной пространственно-временной привязки движения космического аппарата во время проведения эксперимента YES2. Особенностью данной аппаратуры являлось решение задачи спутниковой радионавигации в условиях ограниченной видимости навигационных спутников. Результаты измерений, обработанные совместно с данными, полученными от аналогичного навигационного приемника, размещенного в отделяемом на тросе контейнере (блок MASS), дали возможность с высокой точностью восстановить динамику и профиль развертываемой тридцатикилометровой тросовой системы.

В настоящее время НА находится у своих разработчиков, и идет дальнейшая обработка полученных результатов.

### EXPERIMENTS ABOARD THE SPACE VEHICLE "PHOTON-M" NO. 3 AND SOME RESEELTS OF THE MISSION

© 2009 V. I. Abrashkin, S. M. Shatokhin, T. B. Kovalyova, S. L. Safronov

#### Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress"

The paper deals with scientific experiments carried out aboard the space vehicle "Photon-M" No. 3 in the framework of the flight, September 14 through 26, 2007. The makeup and bulk of devices and experimental installations used as well as the first results of experimental data processing are described.

Experiment, technology, material, space vehicle, analysis, experimental gear, microgravity, zero-gravity state.

#### Информация об авторах

Абрашкин Валерий Иванович, кандидат технических наук, доцент, начальник отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>abrashkin@cskb1-1.ssau.ru</u>. Область научных интересов: исследования в области микрогравитации и производства КА.

Шатохин Сергей Михайлович, зам. начальника отдела, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>mail@progress.samara.ru</u>. Область научных интересов: производство КА, технологические и научные эксперименты.

**Ковалева Тамара Борисовна**, ведущий инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>mail@progress.samara.ru</u>. Область научных интересов: производство КА, технологические и научные эксперименты.

Сафронов Сергей Львович, начальник сектора, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>csdb@mail.samtel.ru</u>. Область научных интересов: проектирование и производство КА, микрогравитация.

**Abrashkin Valery Ivanovitch**, candidate of technical science, associate professor, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>abrashkin@cskb1-1.ssau.ru</u>. Area of research: investigations in the area of microgravitation and production of space vehicles.

**Shatokhin Sergey Mikhailovitch**, deputy head of department, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>mail@progress.samara.ru</u>. Area of research: production of space vehicles, technological and scientific experiments.

**Kovalyova Tamara Borisovna**, leading design engineer, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>mail@progress.samara.ru</u>. Area of research: production of space vehicles, technological and scientific experiments.

**Safronov Sergey Lvovitch**, head of sector, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>csdb@mail.samtel.ru</u>. Area of research: design and production of space vehicles, microgravitation.

УДК 533.695

# ИССЛЕДОВАНИЕ ПОПЕРЕЧНОЙ СИЛЫ ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ ПОД БОЛЬШИМИ УГЛАМИ АТАКИ

© 2009 А. В. Гумеров<sup>1</sup>, Л. В. Гумерова<sup>1</sup>, Е. М. Бальзанникова<sup>2</sup>

#### <sup>1</sup>ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

<sup>2</sup>Самарский государственный архитектурно-строительный университет

Исследуется поперечное отрывное обтекание внезапно приведенного в движение кругового цилиндра в невязкой несжимаемой среде методом сосредоточенных вихрей. Влияние вязкости на сопротивление выражается через циркуляции вихрей, развивающихся за цилиндром. По аналогии расчет плоского обтекания распространяется к расчету поперечной силы при движении тела вращения под углом атаки

Цилиндр, обтекание, вихри, поперечная сила, неустойчивость, осесимметричное тело, комплексный потенциал, точки отрыва.

#### Введение

Осесимметричные характеристики сил сопротивления при обтекании тел вращения под малыми углами атаки подробно исследованы как экспериментально, так и теоретически. В последние годы исследованию обтекания осесимметричных тел под большими углами атаки уделяется большое внимание. При больших углах атаки на тело кроме ожидаемых осесиммегричных характеристик сопротивления действует поперечная сила, перпендикулярная плоскости угла атаки. Возникновение этой несимметричной характеристики объясняется несимметричностью течения около осесимметричного тела. Исследования показывают, что симметричное развитие вихрей, образующихся при поперечном обтекании кругового цилиндра, следовательно и при обтекании тел вращения под большими углами атаки, является неустойчивым к малым возмущениям [1].

Для установления механизма появления поперечной силы проводились эксперименты обтекания тел вращения с оживальной, конической и полусферической носовыми частями в аэродинамической трубе Самарского государственного аэрокосмического университета. Анализ результатов опытов показывает, что причина появления поперечной силы при больших углах атаки связана с несимметричным развитием первой пары вихрей у носовой части модели. В результате взаимодействия двух несимметрично развивающихся вихрей ближний вихрь (пусть это будет правый) перемещается в теневой зоне в сторону плоскости симметрии, приближаясь к телу, а другой вытесняется в противоположную сторону, удаляясь от него. В процессе такого движения точка отрыва вихревой пелены правого вихря оказывается ниже, чем у левого. Скорость потока на левой стороне уменьшается, а на правой - увеличивается. После отрыва дальнего вихря на той же стороне плоскости симметрии образуется новый левый вихрь. При этом точка отрыва вихревой пелены слева продолжает оставаться выше, чем справа. Эксперименты Ламонта [2] показывают, что давление распределяется с меньшими значениями на той стороне, где точка отрыва находится ниже. С момента появления несимметричных вихрей до отрыва правого вихря смены нижней и верхней точек отрывов вихревых пелен не происходит. Поэтому суммарная поперечная сила должна быть направлена в правую сторону, что и подтверждается проведенными экспериментами [3].

Часто расчеты пространственного движения тела сводят к поперечному обтеканию внезапно разгоняемого из состояния покоя кругового цилиндра. При этом стационарный вихревой след в поперечных сечениях тела вращения полагают аналогичным изменяющемуся следу за круговым цилиндром в соответствующие моменты времени [4, 5]. Однако и в этом случае при решении дифференциальных уравнений движения вихрей необходимо задать зависимости точек отрыва потока от поверхности, моменты отрыва развившихся вихрей, начальные точки и интенсивности вновь появляющихся, которые неизвестны [6].

В результате отрыва потока и образования несимметричного вихревого следа возникают значительные поперечные силы, сопоставимые с нормальными силами. Проектировщики летательных аппаратов заранее, на этапе предварительного проектирования, должны знать возможные значения поперечной силы и момента рыскания, чтобы обеспечить устойчивость и управляемость аппарата в неблагоприятных режимах полета.

Здесь необходимо особо подчеркнуть неустойчивость направления действия поперечной силы. Допустим, системой управления полностью компенсировали возникшие значительные поперечные силы. Неожиданно в этот момент поперечная сила может изменить направление, что приведет к удвоенной противоположно направленной силе, обусловленной системой управления и несимметричной вихревой структурой [7].

Схема развития течения около осесимметричных тел исследована многочисленными экспериментами. Обычно выделяют четыре режима образования следа, наблюдающихся при изменении угла атаки от 0 до 90° [8]:

 – при малых углах атаки (до 10°) течение присоединенное;

 в диапазоне угла атаки от 10° до 30° структура оторвавшегося течения на подветренной стороне тел представляет собой симметричные вихри;

 устойчивая асимметричная вихревая картина появляется при средних значениях угла атаки (30° < a < 60°). Это сопровождается появляющимися поперечными силами, действующими на тело;

 при углах атаки более 65° вихревой след становится нестационарным и отмечается классическая вихревая картина Кармана.

Следует отметить, что основная постоянно действующая поперечная сила создается у носовой части тела вращения [2]. При малых углах атаки ( $\alpha < 30^\circ$ ) след является стационарным и практически симметричным. Поэтому суммарная поперечная сила незначительна. При углах атаки в пределах от  $30^{\circ}$  до  $65^{\circ}$  след остается стационарным, но становится несимметричным. После отрыва первого вихря у носовой части тела второй вихрь первой пары, имеющий большую интенсивность, продолжает развиваться. Продолжительное развитие первой пары несимметричных вихрей у носовой части тела, включая носовую часть с переменным радиусом, приводит к большим постоянно действующим поперечным силам. В силу постоянства радиуса цилиндрической части тела и непродолжительности времени развития суммарная поперечная сила от остальных развивающихся и поочередно отрывающихся слева и справа вихрей незначительна. При углах  $\alpha$  свыше 65° стационарность в поперечных сечениях нарушается и в них образуется цепочка вихревых линий, растянутых вдоль всего тела и удаляющихся от тела подобно движению вихрей при поперечном обтекании цилиндра. Суммарная поперечная сила, создаваемая такими вихрями, по мере увеличения угла атаки падает до нуля [9]. Поэтому при определении зависимостей поперечной силы трехмерного обтекания можно ограничиться проведением расчетов движения только первой пары вихрей.

Неблагоприятными режимами с точки зрения появления существенных поперечных сил являются полеты при углах атаки от 30° до 60°. Такие углы атаки имеют место в случае изменения угла тангажа или порывах ветра при малых продольных скоростях летательного аппарата. Например, в случае изменения угла тангажа до набора осесимметричным телом достаточно большой скорости после старта или старта аппарата при больших скоростях ветра могут возникать значительные поперечные силы.

Вихревая картина помимо угла атаки зависит от формы носовой части, числа Рейнольдса, числа Маха, угла крена, шероховатости поверхности, турбулентности набегающего потока и т. д.

#### Постановка задачи

Рассматривается расчет обтекания тел вращения под углом атаки методом сосредо-

точенных вихрей по аналогии с поперечным обтеканием кругового цилиндра. Полагается, что вихри в следе движутся с местной скоростью среды, выражаемой комплексным потенциалом скорости. Точки отрыва потока определяются по модификации полуэмпирических зависимостей. Скорость изменения циркуляции развивающихся вихрей пропорциональна квадрату скорости течения вблизи точки отрыва. Проведением расчетов с варьированными значениями свободных параметров требуется определить их базовые значения, при которых расчетные и экспериментальные характеристики сопротивления оказываются близкими.

# Поперечное обтекание кругового цилиндра

Поперечное обтекание внезапно приведенного в движение цилиндра со скоростью *V* в начальные моменты времени является безотрывным. Вскоре в результате возрастания толщины пограничного слоя происходит отрыв потока от поверхности вблизи нижней критической точки и образование левого и правого вихрей. В дальнейшем точки отрыва перемещаются вверх, а интенсивности вихрей, связанных с точками отрыва питающими пеленами, продолжают расти пропорционально квадрату скорости потока в точке отрыва пелены. Левая и правая точки отрыва перемещаются вверх до некоторого конечного положения и колеблются относительно их среднего положения с амплитудой, пропорциональной углу отклонения передней критической точки от плоскости симметрии.

Комплексный потенциал *F* скорости течения с *n* сосредоточенными вихрями представляет сумму потенциалов поступательного движения потока со скоростью *V*, диполя для цилиндра радиуса *a* и точечных вихрей с интенсивностями  $\Gamma_j$  и их центрами в точках  $\xi_j$  (рис. 1). Кроме того, в состав комплексного потенциала вводятся потенциалы соответствующих инверсионных вихрей, находящихся внутри цилиндра в точках отражения  $a^2/\overline{x_j}$ :

$$F = -iV\left(\mathbf{x} - \frac{a^2}{\mathbf{x}}\right) + \frac{i}{2p} \sum_{j=1}^n (-1)^j \tilde{A}_j \times \left[\ln\left(\mathbf{x} - \mathbf{x}_j\right) - \ln\left(\mathbf{x} - \frac{a^2}{\overline{\mathbf{x}}_j}\right)\right].$$
(1)

Скорость течения W в точке x = y + iz плоскости выражается производной от комплексно- сопряженного потенциала  $\overline{F}$  по  $\xi$ , т.е.  $W(x) = d\overline{F} / dx$ :

$$W(\mathbf{x}) = iV \left(1 + \frac{a^2}{\overline{\mathbf{x}}^2}\right) - \frac{i}{2p} \sum_{j=1}^n (-1)^j \tilde{A}_j \times \left[\frac{1}{\overline{\mathbf{x}} - \overline{\mathbf{x}}_j} - \frac{1}{\overline{\mathbf{x}} - a^2 / \mathbf{x}_j}\right],$$
(2)

где  $\overline{x} = y - iz$  - комплексно-сопряженная координата. Скорость движения k -го вихря  $W(x_k)$  определяют заменой точки  $\overline{x}$  координатой  $\overline{x_k}$  и исключением из (1) слагаемого  $1/(\overline{x_k} - \overline{x_k})$ . Тогда система уравнений движения вихрей принимает вид

$$\mathbf{x}_{k}^{\mathbf{Q}} = W(\mathbf{x}_{k}), (k = 1, 2, ..., n).$$
 (3)

Здесь граничные условия на поверхности цилиндра, выражающие условие непроницаемости контура цилиндра, обеспечиваются введением в состав потенциала F диполя и инверсионных вихрей. Другое граничное условие о векторе скорости на бесконечности, равном iV, также выполняется согласно (2). Начальные положения вихрей и их интенсивности, являющиеся начальными условиями системы (3), задаются как значения свободных параметров.

Изменение интенсивностей двух развивающихся вихрей по времени определяются зависимостью [8]:

$$I_{j}^{\mathbf{k}} = k_{j\mathbf{k}} u_{j}^{2} / 2, \ (j = 1, 2),$$
(4)



Рис. 1. Расчётная схема

где  $k_{\mathbf{k}}$  - коэффициент, значение которого задается в пределах от 0,5 до 1;  $u_j$  - потенциальная скорость  $W(\mathbf{x}_{j0})$  в точке  $\mathbf{x}_{j0}$  вблизи точки отрыва  $\mathbf{x}_{0j}$  (j = 1; 2), определяемой формулами

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{10} &= ae^{iq_1} + ipe^{i(q_1 - g)} = \mathbf{X}_{01} + ipe^{i(q_1 - g)}, \\ \mathbf{X}_{20} &= -ae^{-iq_2} + ipe^{-i(q_2 - g)} = \mathbf{X}_{22} + ipe^{-i(q_2 - g)}. \end{aligned}$$

$$\mathbf{x}_{20} = \mathbf{u}\mathbf{c} + \mathbf{v}\mathbf{p}\mathbf{c} = -\mathbf{x}_{02} + \mathbf{v}\mathbf{p}\mathbf{c}$$
,

где p – малая величина; g – угол отклонения луча, исходящего из точки отрыва, от касательной к поверхности. Начальные значения интенсивностей  $\tilde{A}_j$  задаются.

Оторвавшиеся вихри перемещаются с местной скоростью среды, и их интенсивности рассеиваются по линейному закону:

$$\tilde{A}_{j} = \tilde{A}_{j0}(1 - k_{p}t), (j = 3, 4, ..., n),$$
 (6)

где  $\tilde{A}_{j0}$  – интенсивность *j*-го вихря в момент его отрыва; t – время, отсчитываемое с момента отрыва этого вихря;  $k_p$  - коэффициент рассеивания.

Изменение угла отрыва по времени определяется по двум полуэмпирическим зависимостям. При перемещении точки отрыва от нижней критической точки до верхнего конечного положения среднее значение угла отрыва  $q_c(t)$  левой и правой сторон цилиндра определяется по дифференциальному уравнению. Колебание угла отрыва q(t) на этих сторонах относительно среднего значения или конечного положения определяется по второй зависимости

$$\boldsymbol{q}_{c}^{\boldsymbol{k}} = 2k_{q}V\sin(\boldsymbol{q}_{c} + \boldsymbol{D}\boldsymbol{q})/(\sqrt{3}a),$$
$$\boldsymbol{q} = \boldsymbol{q}_{c} + \boldsymbol{q}_{kr}(k_{1} + k_{2}arctg(Vt/a + k_{3}),$$
(7)

где  $k_{qk}$ , Dq,  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $k_3$  – коэффициенты, являющиеся свободными параметрами;  $q_0$ ,  $q_k$ ,  $q_{kr}$  – начальное и конечное значения угла отрыва и угол отклонения верхней критической точки от плоскости симметрии. Угол отклонения верхней критической точки выражается формулой

$$q_{kr} = (\sum_{j=1}^{n} B_j) / (4paV - 2a\sum_{j=1}^{n} B_j y_j / A_j), \qquad (8)$$

где  $A_j = a^2 + |\mathbf{x}_j|^2 + 2az_j;$  $B_j = (-1)^{j+1} \tilde{A}_j (|\mathbf{x}_j|^2 - a^2) / A_j.$ 

Подробные выводы зависимостей (5) и (6) приведены в [6].

Коэффициенты силы сопротивления  $c_z$ и поперечной силы  $c_y$  вычисляются по формулам

$$c_{y} + ic_{z} = iD\sum_{j=1}^{n} (-1)^{j+1} \frac{\tilde{A}_{j}}{aV^{2}Dt} \left( \mathbf{X}_{j} - \frac{a^{2}}{\overline{\mathbf{X}}_{j}} \right), \qquad (9)$$

где символ *D* показывает приращение выражения на шаге интегрирования.

Заметим, что настоящая расчетная модель является модификацией моделей [4, 5] и [6]. В работах [4, 5] углы отрыва считаются постоянными и задаются, т. к. изменение угла отрыва от начального значения  $\boldsymbol{q}_0$  до конечного  $q_k$  происходит за довольно короткий промежуток безразмерного времени  $(V_t/a \approx 1)$  [10, 11, 12]. Например, если V = =25 м/с и a = 0.05 м, то этим значениям соответствует размерное время  $t \approx 0,002c$ . Однако, как показывают расчеты, образование вихревого следа, следовательно и силы сопротивления, в значительной мере зависит от характера изменения начального угла отрыва. В отличие от [6], в этой модели принята другая зависимость колебания угла отрыва (7) относительно среднего и конечного значения. Кроме того, полагается, что вихри сбрасываются не в точках отрыва потока X<sub>0 i</sub> на по-

верхности цилиндра, а в точках, определяемых формулами (5).

Основная трудность выбора значений свободных параметров при расчете обтекания импульсивно приведенного в движение цилиндра вызвана недостаточно полным экспериментальным исследованием зависимостей сопротивления и их связи с образованием и развитием вихревого следа. Сложность проведения таких экспериментов связана с измерениями зависимостей сопротивления за довольно короткое время, в течение которого появляется и развивается первая пара вихрей, а затем один за другим они отрываются. Такой эксперимент, являющийся почти единственным, был проведен Сарпкайя [13] в водной среде при скоростях от 0,6 м/с до 2,1 м/с с цилиндрами диаметром 0,025 м, 0,058 м и 0,07 м. Максимальная продолжительность эксперимента в зависимости от указанных скоростей и диаметра принимает значения от 0,12 с до 1,0 с. Мгновенно привести цилиндр в начале промежутка в движение с постоянной скоростью, а затем провести точные измерения изменения силы сопротивления в течение этого времени довольно затруднительно.

Следует отметить, что в данном случае при выборе значений некоторых свободных параметров приходится пользоваться экспериментальными зависимостями сил сопротивления только одной работы [13], не подтвержденной другими экспериментальными исследованиями.

Перечислим выбранные базовые значения свободных параметров для случаев двухвихревого и трехвихревого обтеканий цилиндра с числом Рейнольдса  $\text{Re} = 10^4 \div 10^5$ , при которых расчетная зависимость коэффициента сопротивления  $c_z$  близка к экспериментальной кривой Сарпкайя [13] (рис. 2). Расчет двухвихревого обтекания проводился с такими значениями свободных параметров: - безразмерные начальные условия си-

стемы (3):  $y_j/a = \pm 0,20$ ;  $z_j/a = 1,0$ ;  $l_j = \tilde{A}_j/(2paV) = 0,005$  (j = 1; 2);

- параметры, влияющие на интенсивности вихрей в формулах (4), (5) и (6):  $k_{k} = 0,55; p = 0,03a;$ 

- параметры зависимостей (7) углов отрыва:  $k_{q^{k}} = 2,0; \ q_{0} = 70^{\circ}; \ q_{k} = -5^{\circ}; \ Dq = -8^{\circ};$  $k_{1} = 1; \ k_{2} = 0; \ k_{3} = -4.$ 

В процессе расчета на экране компьютера кроме цилиндра с изменяющимися точками отрыва и передней критической точкой также изображались положения вихрей, поле скоростей, зависимости коэффициентов сопротивления  $c_v$ ,  $c_z$  и углов отрыва  $q_i$ ,  $q_{\mu}$ . Анализируя эту информацию, можно задать момент отрыва развившегося вихря. В момент отрыва первого вихря, находящегося ниже второго, безразмерное время было равно S/a = 7,8 и пара вихрей имела следующие положения и интенсивности:  $y_1/a = 0,763$ ;  $z_1/a = 1,839; I_1 = 1,081$  и  $y_2/a = -0,653; z_2/a =$ =1,556;  $I_2$ =1,136. В результате отрыва развившегося вихря образуется свободный вихрь с номером 3 и появляется новый развивающийся вихрь 1.

В начале трехвихревого движения были приняты такие начальные положения и ин-



Рис. 2. Изменение коэффициента нормальной и поперечной силы в начальные моменты движения цилиндра

тенсивности вихрей:  $y_1/a = 0,89$ ;  $z_1/a = 0,66$ ;  $I_1 = 0,09$ ;  $y_2/a = -0,62$ ;  $z_2/a = 1,65$ ;  $I_2 = 1,136$ и  $y_3/a = 0,763$ ;  $z_3/a = 2,45$ ;  $I_3 = 0,991$ . В момент окончания этого движения, продолжавшегося в течение S/a = 2,15, положения и интенсивности вихрей принимают значения:  $y_1/a = 0,41$ ;  $z_1/a = 1,194$ ;  $I_1 = 0,331$ ;  $y_2/a =$ = -0,396;  $z_2/a = 2,207$ ;  $I_2 = 1,411$  и  $y_3/a =$ = 1,194;  $z_3/a = 3,272$ ;  $I_3 = 0,99$ . На рис. 2 приведены расчетные коэффициенты нормальной силы  $c_z$  и поперечной силы  $c_y$  по безразмерному времени S/a или Vt/a.

#### Обтекание тел вращения под углом атаки

Рассмотрим расчет обтекания осесимметричного тела в диапазоне углов атаки, при которых появляются наибольшие поперечные силы. Схема образующегося при этом несимметричного вихревого следа приведена на рис. 3. Полагается, что вихревой след в поперечном сечении, находящемся на расстоянии  $x = V \cos a t$  от носка тела, является стационарным и совпадает со следом, образованным при поперечном обтекании импульсивно приведенного в движение кругового цилиндра со скоростью  $V \sin a$  к моменту времени t после начала движения. В этом случае изменение следа вдоль продольной



Рис. 3. Схема вихревого следа ха телом вращения

оси тела является аналогичным изменению следа за круговым цилиндром по времени.

Комплексный потенциал скорости течения получается заменой скорости V на  $V \sin a$ в формуле (1) и добавлением потенциала источника для учета переменности радиуса rносовой части тела:

$$F(z) = -iV_{\infty}\sin a \left\{ \left( z - \frac{r^2}{z} \right) + \frac{ir}{tga} \cdot r'_x \ln z + \frac{ir}{tga} \cdot r'_x \ln z \right\}$$

$$+\sum_{j=1}^{k}(-1)^{j+1}I_{j}\left[\ln(z-z_{j})-\ln(z-\frac{r^{2}}{\overline{z_{j}}})\right]\bigg\},$$

где  $r'_{x}$  - производная радиуса по длине.

Если носовая часть имеет оживальную форму с удлинением  $k = l_o / (2a)$ , то радиус и его производная определяются выражениями

$$r = \sqrt{(4ak^2 - a)^2/4 + 4akx - x^2} - (4ak^2 - a)/2,$$

$$r'_{x} = (2ak - x) / \sqrt{(4ak^{2} - a)^{2} / 4 + 4akx - x^{2}}$$
.

В качестве примера приведем проведение расчета обтекания экспериментальной модели Ламонта [2] под углом атаки 55°. Модель состоит из кругового цилиндра радиусом a = 76,2 мм и длиной 4 калибра и оживальной носовой части длиной 2 калибра (рис. 4). Как уже было отмечено, основная часть поперечной силы создается несимметрично развивающейся первой парой вихрей у носовой части модели. Поэтому расчеты будем проводить только для двухвихревого движения.

Зависимости коэффициентов нормальной и поперечной сил  $c_z$ ,  $\tilde{n}_y$  по безразмерному времени определяются как у Ламонта отношением сил сопротивления к  $rV^2a\sin^2 a$ :

$$c_{y} + ic_{z} = i\boldsymbol{D}((-1)^{j+1}\tilde{A}_{j}(\boldsymbol{x}_{j} - r^{2}/\boldsymbol{x}_{j})/(V^{2}a\sin^{2}a\boldsymbol{D}t),$$

где r – радиус тела вращения. Радиус в сечениях носовой части определяется по формуле (10), а в цилиндрической части r = a.

При расчете трехмерного обтекания базовые значения свободных параметров двумерного обтекания сохранились за исключением следующих изменений:  $k_{\pm} = 0.5$ ;  $q_k = 0.0^\circ$ ;  $Dq = 0.1^\circ$ . Расчеты проводились начиная с расстояния  $x_0/D = 0.01$  от носика тела. Все вводимые возмущения Dx/a задавались в виде малого скачкообразного смещения вихря 1 от симметричного с вихрем 2 положения по направлению течения. Возмущения вводились спустя время x/D = 0.015 после начала движения.

На рис. 4 пунктирными линиями показаны диапазоны изменения коэффициентов экспериментальных сил сопротивления Ла-



*Рис. 4. Распределение коэффициентов нормальной и поперечной силы вдоль тела.* Эксперимент [2]. Расчеты:  $1 - Dx_{a} = 0$ ;  $2 - Dx_{a} = 10^{-6}$ ;  $3 - Dx_{a} = 10^{-4}$ 

монта [2], вычисленные по измеренному давлению. При продувке коэффициенты силы сопротивления с варьированными значениями угла установки модели по крену изменялись в этом диапазоне. Расчетные зависимости коэффициентов сопротивления по безразмерному времени x/D или  $Vt \cos a/(2a)$  иллюстрируются сплошными кривыми. При малом возмущении  $Dx_1/a = 10^{-6}$  расчетная кривая 2 находится в середине диапазона экспериментальных зависимостей.

Заметим, что с изменением только возмущения не удалось получить расчетных зависимостей с минимальными или максимальными значениями и нормальной силы  $c_{7}$ , и поперечной силы  $c_v$ , близких к экспериментальным. К примеру, увеличив возмущение, можно получить расчетную зависимость  $C_{y}$ , близкую к максимальной экспериментальной. Но при этом  $c_z$  неправдоподобно быстро возрастает: начиная со значения x/D = 3[6] резко выходит за экспериментальный диапазон. С другой стороны, при уменьшении возмущения до нуля, кривая  $c_{z}$  остается практически на уровне кривой 2 и не подтверждается нижняя граница диапазона экспериментальной зависимости. Причиной такого несоответствия расчетных и экспериментальных результатов является постепенное отклонение вихревых линий первой пары от продольной оси в сторону вектора скорости V. Расчетные кривые 1 и 3 получены с учетом отклонений вихревых линий.

#### Библиографический список

1. Гумеров А. В. Расчет аэродинамических характеристик методом сосредоточенных вихрей при обтекании тела вращения под большими углами атаки. Пятые научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике. В 3-х томах. Т.3. Юбилейный. - 4 ЦНИИ МО РФ, 2006. – С. 39 – 42.

2. Ламонт П. Результаты измерений давления на поверхности цилиндрической модели с оживальной носовой частью, обтекаемой в условиях различных режимов под углом атаки // Ракетная техника и космонавтика. - 1983. №6. - С. 15 – 25.

3. Гумеров А. В., Клементьев В. А., Галиев А. Г. Экспериментальное исследование поперечной силы при обтекании тел вращения под большими углами атаки // Известия вузов: Авиационная техника. – 2003. № 4. -С. 24-27.

4. Bryson A. E. Symmetric vortex separation on circular cylinders and cones // J. of Applied Mechanics. 1959. Vol. 26. No. 4. p. 643 – 648.

5. Водлоу А. Расчет поперечной силы при больших углах атаки // Ракетная техника и космонавтика. - 1974. № 8. - С. 173 – 175.

6. Гумеров В. Г., Гумеров А. В. Расчет обтекания тел вращения методом сосредоточенных вихрей // Известия вузов: Авиационная техника. – 2005. № 4. – С. 28-32.

7. Thomson K. D. and D. F. Morrison. The Spacing, Position and Strength of Vortices in the Wake of Slender Cylindrical Bodies at Large Incidence // J. Fluid Mech. 1971. Vol. 50. part 4. pp. 751 – 783.

8. Хемш М., Нилсен Дж. Аэродинамика ракет, кн. 1. - М.: Мир, 1989. - 426 с.

9. Degani D., Tobak M. and Zilliac G.G. Surface Flow Patterns on an Ogive-Cylinder at Incidence // J. AIAA. 1992. Vol. 30. № 1. P. 272 – 274. 10. Smith P. A. and Stansby P. K. Impulsively started flow around a circular cylinder by the vortex method // J. Flued Mech. 1988. Vol. 194. P. 45 - 77.

11. Collins W. M. and Dennis S. C. R. The initial flow past an impulsively started circular cylinder. Q. J. Mech. Appl. Maths 26, 1973a, 53.

12. Bouard R., Coutanceau M. The early stage of development of the wake behind an impulsively started cylinder for  $40 < \text{Re} < 10^4$  // J. Flued Mech. 1980. Vol. 101. part 3. P. 583 – 607.

13. Sarpkaya T., Kline H.K. Impulsively-Started Flow About Four Types of Bluff Body // J. of Fluids Engineering. 1982. Vol. 104, P. 207 – 213.

### References

1. Gumerov A. V. Computation of aerodynamic characteristics by the vortex method in the case of flow about a body of revolution at high angle of attack. Fifth scientific conference in commemoration of M. K. Tikhonravov on mility cosmonautics. In 3 volumes. Vol. 3. Central Research Institute, Russian Federation Defense Ministry, 2006. pp. 39-42.

2. Lamont P. Results of measuring pressure on the surface of a cylindrical model with an ogive nose flowed about under various regimes at angle of attack // Rocket engineering and cosmonautics. -1983. No. 6 pp. 15 - 25.

3. Gumerov A. V., Klementyev V. A., Galiyev A. G. Experimental analysis of the transverse force in case of flow about bodies of revolution at high angles of attack // Izvestiya vuzov: Aviation engineering, No. 4, 2003, – pp. 24 - 27.

4. Bryson A. E. Symmetric vortex separation on circular cylinders and cones // J. of Applied Mechanics. 1959. Vol. 26. No. 4. p. 643 – 648.

5. Bodlow A. Computation of transverse force at high angles of attack // Rocket engineering and cosmonautics. 1974. No. 8. pp. 173 - 175.

6. Gumerov V. G., Gumerov A. V.

Computation of flow about bodies of revolution by the vortex method // Izvestiya vuzov: Aviation engineering. 2005. No. 4. pp. 28 - 32.

7. Thomson K. D. and D. F. Morrison. The Spacing, Position and Strength of Vortices in the Wake of Slender Cylindrical Bodies at Large Incidence // J. Fluid Mech. 1971. Vol. 50. part 4. pp. 751 – 783.

8. Hemsh M., Nilsen J. Aerodynamics of rockets, book 1 – Moscow: Mir, 1986. – 426 pp.

9. Degani D., Tobak M. and Zilliac G.G. Surface Flow Patterns on an Ogive-Cylinder at Incidence // J. AIAA. 1992. Vol. 30. № 1. P. 272 – 274.

10. Smith P. A. and Stansby P. K. Impulsively started flow around a circular cylinder by the vortex method // J. Flued Mech. 1988. Vol. 194. P. 45 – 77.

11. Collins W. M. and Dennis S.C.R. The initial flow past an impulsively started circular cylinder. Q. J. Mech. Appl. Maths 26, 1973a, 53.

12. Bouard R., Coutanceau M. The early stage of development of the wake behind an impulsively started cylinder for 40 < Re < 104 // J. Flued Mech. 1980. Vol. 101. part 3. P. 583 – 607.

13. Sarpkaya T., Kline H. K. Impulsively-Started Flow About Four Types of Bluff Body // J. of Fluids Engineering. 1982. Vol. 104, P. 207 – 213.

### ANALYSIS OF TRANSVERSE FORCE IN THE CASE OF FLOW ABOUT BODIES OF REVOLUTION AT HIGH ANGLE OF ATTACK

© 2009 A. V. Gumerov<sup>1</sup>, L. V. Gumerova<sup>1</sup>, Ye. M. Balzannikova<sup>2</sup>

#### <sup>1</sup>Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress" <sup>2</sup>Samara State University of Civil Architecture and Engineering

The paper analyses cross separation flow about an impulsively started circular cylinder in a non-viscous noncompressible medium by the vortex method. The impact of viscosity on resistance is expressed through the circulation of vortices formed behind the cylinder. By analogy the computation of plane flow is reduced to the computation of transverse force when a body of revolution moves at an angle of attack.

Cylinder, flow, vortices, transverse force, instability, axially symmetrical body, complex potential, separation point.

#### Информация об авторах

**Гумеров Анвар Василович**, инженер-конструктор, ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>hoomer@list.ru</u>. Область научных интересов: цилиндр, обтекание, вихри, поперечная сила, неустойчивость, осесимметричное тело, комплексный потенциал, точки отрыва.

**Гумерова** Лэйла Васильевна, инженер-конструктор, ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: цилиндр, обтекание, вихри, поперечная сила, неустойчивость, осесимметричное тело, комплексный потенциал, точки отрыва.

Бальзанникова Екатерина Михайловна, студентка 5-го курса гидротехнического факультета Самарского государственного архитектурно – строительного университета. Область научных интересов: цилиндр, обтекание, вихри, поперечная сила, неустойчивость, осесимметричное тело, комплексный потенциал, точки отрыва.

**Gumerov Anvar Vasilovitch**, design engineer Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>hoomer@list.ru</u>. Area of research: cylinder, flow, vortices, transverse force, instability, axially symmetrical body, complex potential, separation points.

**Gumerova Leila Vasilyevna**, design engineer Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress". Area of research: cylinder, flow, vortices, transverse force, instability, axially symmetrical body, complex potential, separation points.

**Balzannikova Yekaterina Mikhailovna**, 5<sup>th</sup> year student of the hydraulic engineering faculty, Samara State University of Civil Architecture and Engineering. Area of research: cylinder, flow, vortices, transverse force, instability, axially symmetrical body, complex potential, separation points. УДК 681.51:629.78

# ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2009 Е.В. Журавлева

### ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ - ПРОГРЕСС», г. Самара

Рассмотрены основные этапы создания имитационной модели на примере поршневого пневматического привода с пневмораспределительным устройством «струйная трубка».

Моделирование имитационное, привод летательного аппарата, модель математическая.

Специалистам - разработчикам систем и следящих приводов на различных этапах своей деятельности приходится ставить и решать такие задачи, как:

1) определение влияния отдельных элементов на свойства системы;

2) определение и расчет параметров, а в общем случае – формирование желаемых свойств системы (привода), удовлетворяющих заданным требованиям;

3) определение и расчет какого-либо параметра (или группы параметров) системы, исходя из заданных критериев (например, заданного быстродействия; минимальных энергомассообъемных показателей; экономичности и т.п.).

Перечисленные выше задачи могут быть решены известными аналитическими методами. Однако в случае сложных нелинейных динамических систем поиск решения становится трудоемким, так как требует больших затрат времени, сопровождается громоздкими вычислениями, а получаемый результат зачастую трудно поддается анализу и обобщению [1].

Моделирование позволяет существенно уменьшить объем экспериментальных исследований, снизить их стоимость, а также сократить сроки проектирования объектов.

Основополагающим понятием в теории моделирования служит понятие модели как некоторой абстракции моделируемого объекта или явления, отображающей существенные, с точки зрения исследования, характеристики и свойства последнего. Целью данной работы является создание упрощенной модели привода, обеспечивающей выполнение поставленных задач по определению влияния элементов на свойства системы.

Рассмотрим основные этапы создания имитационной модели [2, 3] на примере поршневого пневматического привода с пневмораспределительным устройством «струйная трубка», принципиальная схема которого изображена на рис. 1. Он используется на летательных аппаратах в качестве рулевого привода, приводящего в движение органы управления полетом.

Конструктивно привод состоит из преобразующе-суммирующего устройства (ПСУ), усилителя мощности электрического сигнала рассогласования (УМ), электромеханического преобразователя (ЭМП), пневмораспределительного устройства (ПРУ), пневматического поршневого двигателя (ПД), механической передачи от двигателя к органам управления (МП) и потенциометрического датчика обратной связи (ПОС).

Привод управляется электрическим сигналом  $U_{ex}$ . В преобразующе-суммирующем устройстве входной сигнал сравнивается с сигналом обратной связи, пропорциональным текущему положению выходного вала привода, на котором расположены органы управления летательного аппарата (ЛА). Разностный сигнал, называемый сигналом рассогласования, усиливается с помощью УМ и подается на управляющие обмотки электромеханического преобразователя.



Рис. 1. Принципиальная схема поршневого пневматического привода с пневмораспределительным устройством «струйная трубка»

ЭМП является миниатюрным позиционным электрическим двигателем. Его выходной вал отклоняется на величину, пропорциональную току, протекающему по обмоткам управления. Угол отклонения вала ЭМП невелик, его максимальная величина измеряется единицами угловых градусов, однако этого достаточно, чтобы перераспределять энергию газового потока, протекающего через струйную трубку пневмораспределительного устройства, между приемными окнами ПРУ. Приемные окна связаны каналами с рабочими полостями двигателя.

Перераспределение газовых потоков приводит к изменению расхода газа в рабочие полости ПД, что и вызывает перемещение рулевых органов, которое продолжается до тех пор, пока управляющий сигнал  $U_{ex}$  и сигнал, несущий информацию о фактическом

положении выходного вала  $U_{oc}$ , не сравняются по величине.

На рис. 2 представлена функциональная схема имитационной модели описанной конструкции.

На приведенной схеме фазовыми координатами служат входной сигнал  $U_{ex}$  и сигнал  $U_{oc}$ , снимаемый с потенциометра обратной связи, напряжение на выходе усилителя мощности  $U_{oy}$ , скорость и угол поворота вала ЭМП **&** и **a**, площади проходных сечений ПРУ  $A_{ij}$ , расходы, поступающие в рабочие полости двигателя  $G_{ij}$ , температура и давление в рабочих полостях двигателя  $T_j$  и  $P_j$ , момент, развиваемый двигателем на выходном валу  $M_{d}$ , момент нагрузки  $M_{h}$ , скорость и угол поворота выходного вала привода  $d_{ii}$  и  $d_c$ . Они образуют вектор переменных состояния или,



что то же, вектор фазовых координат модели.

Блоки элементов привода выполняют роль операторов преобразования векторов входных координат элемента в вектор координат на его выходе. В одних случаях, например в преобразующе-суммирующем и пневмораспределительном устройствах, операции преобразования выполняются с помощью алгебраических соотношений. В других случаях операторами преобразования являются системы дифференциальных уравнений. При этом на выходе соответствующего блока наблюдаются не сами фазовые координаты, а их производные.

При вычислении фазовых координат используются различные внутренние и внешние параметры модели. К числу внутренних параметров в рассматриваевом случае следует отнести конструктивные размеры элементов привода, используемые при вычислении площадей проходных сечений пневмораспределительного устройства, при переходе от давлений, развиваемых в рабочих полостях двигателя, к моменту и т.д.

Внешними параметрами модели являются параметры окружающей среды и рабочего тела, поступающего в привод от источника сжатого газа. Принципиального отличия между внутренними и внешними параметрами нет, так как и те, и другие выступают в роли коэффициентов уравнений математической модели или входят в состав выражений, через которые определяются эти коэффициенты. Поскольку независимой переменной при имитационном моделировании является время, математическая модель в общем виде может быть записана векторным уравнением

$$y(\frac{dY}{dt}, Y, t) = 0, \qquad (1)$$

где Y – вектор фазовых координат;  $\frac{dY}{dt}$  - вектор производных фазовых координат, t – независимая переменная; y – векторный оператор, соответствующий заданной структуре модели.

В зависимости от целей моделирования каждый элемент функциональной схемы мо-

жет быть представлен математическими моделями разной степени детализации протекающих в нем физических процессов [4, 5]. Модель, изображенная на рис. 2, используется в процессе проектирования привода. Поэтому она довольно детально воспроизводит функционирование каждого его элемента, используя в качестве внутренних параметров такие конструктивные данные, как размеры приемных окон ПРУ, диаметр поршня двигателя и т. п. Она может быть использована и в составе модели системы более высокой степени иерархии, например, при анализе показателей качества системы управления летательным аппаратом (СУ ЛА).

При замене математической модели того или другого элемента привода на упрощенную можно допустить любую степень упрощения, но всегда необходимо сохранять неизменным состав выходных фазовых координат, иначе окажутся разорванными связи на входе следующего за заменяемым элемента функциональной схемы модели.

Допустима замена целой группы элементов одним упрощенным блоком. Так, участок схемы от выхода усилителя мощности и до входа блока нагрузки при определенных допущениях можно заменить одним дифференциальным уравнением первого порядка

$$K_{W}U_{oy}(t) - \boldsymbol{d}_{c}^{\boldsymbol{k}}(t) = K_{\vec{A}} \frac{dM_{\vec{A}}}{dt} + M_{\vec{A}}(t) K_{MW}.$$
(2)

В результате получим упрощенную модель привода, функциональная схема которой приведена на рис. 3, а соответствующая система дифференциальных уравнений имеет вид

$$\begin{cases} U_{oy}(t) = \left(U_{\hat{a}\hat{o}}(t) - U_{oc}(t)\right)K_{y}; \\ K_{W}U_{oy}(t) - \mathbf{d}_{c}^{\mathbf{k}}(t) = K_{\tilde{A}}\frac{dM_{\tilde{A}}}{dt} + K_{\tilde{I}W}M_{\tilde{A}}(t); \\ M_{\tilde{A}}(t) = J_{i}\frac{d^{2}d_{c}}{dt^{2}} + K_{\hat{a}\hat{o}}\frac{dd_{c}}{dt} + K_{o}d_{\tilde{n}}(t); \\ U_{oc}(t) = K_{oc}d_{c}(t). \end{cases}$$

(3)

Здесь  $K_y$  – коэффициент усилителя сигнала рассогласования;  $K_{MW}$   $K_{UW}$  и  $K_{d}$  – коэффици-



Рис. 3. Функциональная схема упрощенной модели поршневого пневматического привода с пневмораспределительным устройством «струйная трубка»

енты передачи пневматического двигателя и пневмораспределительного устройства;  $J_{\mu}$ ,  $K_{em}$ , и  $K_{u}$  – параметры нагрузки: момент инерции подвижных частей, коэффициент вязкого трения и позиционного момента;  $K_{oc}$  – коэффициент передачи потенциометра обратной связи.

Упрощенная математическая модель не может использоваться в процедурах конструктивного проектирования привода, поскольку здесь невозможно осуществить переход от параметров модели к конструктивным параметрам привода. В то же время в ней резко сократилось число фазовых координат и уравнений, необходимых для вычисления, что позволяет снизить затраты на моделирование в процессе проектирования системы более высокой ступени иерархии.

Блочно-иерархический принцип построения математических моделей целесообразно использовать при разработке математического обеспечения имитационного моделирования, поскольку он облегчает переход от одного уровня абстракции к другому. Разработана упрощенная модель привода, сохраняющая состав выходных фазовых координат и связи между элементами, что и отличает ее от ранее известных.

#### Библиографический список

1. Стеблецов В. Г., Сергеев А. В. Моделирование и основы автоматизированного проектирования приводов. – М.: Машиностроение, 1989.

2. Андрющенко В. А. Следящие системы автоматизированного сборочного оборудования. - М.: Машиностроение, 1979.

3. Динамика следящих приводов/ Под ред. Л. В. Рабиновича. - М.: Машиностроение, 1982.

3. Виттих В. А. Интеграция знаний на основе компьютерных теорий артефактов. - Самара: Филиал ин-та машиноведения им. А. А. Благонравова РАН, 1995.

4. Теория автоматического управления/ Под ред. Ю. М. Соломенцова. - М.: Машиностроение, 1992.

#### References

1. Stebletsov V. G., Sergeyev A. V. Simulation and foundations of automatic drive designing. – Moscow: Machinostroyeniye, 1989.

2. Andryushchenko V. A. Servo systems of automatic assembly equipment. – Moscow: Machinostroyeniye, 1979.

3. Dynamics of servo drives / Edited by L. V. Rabinovitch. – Moscow: Machinostroyeniye, 1982. 4. Vittikh V. A. Integration of knowledge on the basis of artifact computer theories. – Samara: Branch of the Institute of Machine Science named after A. A. Blagonravov, Russian Academy of Science, 1995.

5. Theory of automatic control / Edited by Yu. M. Solomentsov. – Moscow: Machinostroyeniye, 1992.

### SIMULATION OF AUTOMATIC SYSTEMS OF CONTROLLING SPACE VEHICLE DRIVES

© 2009 Ye. V. Zhuravlyova

Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress"

The paper discusses the main stage of creating a simulation model by the example of a piston pneumatic drive with an air distribution device "jet tube".

Simulation, aircraft drive, mathematical model.

#### Информация об авторе

Журавлева Елена Викторовна, инженер – конструктор II категории, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс»; телефон (846) 2289965. Область научных интересов: математическое моделирование электромеханических приводов.

**Zhuravlyova Yelena Victorovna**, design engineer of the 2<sup>nd</sup> category, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", phone: (846) 2289965. Area of research: mathematical modeling of electromechanical drives.

УДК 629.7.05-52

### КОМАНДНОЕ УПРАВЛЕНИЕ УГЛОМ АТАКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ РАЗГОНА-НАБОРА ВЫСОТЫ

#### © 2009 А. Г. Кочян

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматриваются задачи формирования командного управления гиперзвуковым летательным аппаратом: маршевым самолётом и самолётом-разгонщиком при разгоне-наборе высоты. Движение исследуется в условиях возмущений плотности атмосферы и отклонений аэродинамических характеристик летательного аппарата. Предлагается алгоритм одноканального (по углу атаки) управления, и исследуется его способность компенсировать влияние возмущений на выполнение конечных условий движения.

Гиперзвуковой летательный аппарат, угол атаки, возмущённое движение, командное управление.

Рассматривается движение на участке разгона-набора высоты гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) с комбинированной силовой установкой (КСУ) в виде пароводородного ракетно-турбинного двигателя [1]. Предполагается, что такой ГЛА может использоваться как в качестве гиперзвукового маршевого самолёта (ГМС), так в качестве гиперзвукового самолёта-разгонщика (ГСР) [1]. Исследуется командное управление движением ГЛА при возмущениях плотности воздуха и при отклонениях аэродинамических характеристик летательного аппарата.

#### 1. Модель движения

Система дифференциальных уравнений, описывающих движение ГЛА в траекторной системе координат, имеет вид

$$\mathbf{w} = \frac{I(h, M)g b}{m} \cos a - C_{xa}(a, M) \frac{r(h)V^2}{2m} S - \frac{1}{g} \sin q,$$

$$\mathbf{w} = \frac{1}{V} \left( \frac{I(h, M)g b}{m} \sin a + \frac{1}{V} \left( \frac{I(h, M)g b}{m} \sin a + \frac{1}{V} \left( \frac{I(h, M)g b}{2m} S - g \cos q \right) + \frac{V \cos q}{R+h},$$

$$\mathbf{w} = V \sin q,$$

$$\mathbf{w} = -b.$$

$$(1)$$

Здесь V – скорость, q – угол наклона траектории, h – высота, m – масса, I – удельный импульс, M – число Маха, g – ускорение свободного падения, b – секундный расход топлива, a – угол атаки,  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы, r – плотность атмосферы, S – площадь крыла, R – радиус Земли.

Аэродинамические характеристики  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  и высотно-скоростная характеристика КСУ *I* приняты согласно [1]. Секундный расход топлива принимается постоянным и равным максимальному ( $b_{max} = 76$  кг/с).

При невозмущённом движении плотность атмосферы вычисляется по закону, который соответствует стандартной атмосфере для высот от 0 до 40000 м [2]:

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}_0 \exp\left(-\frac{h}{H_1(h)}\right),\tag{2}$$

$$H_1(h) = H_{10} + H_{11}h + H_{12}h^2 + H_{13}h^3, \qquad (3)$$

где  $\boldsymbol{r}_0$  – плотность воздуха на нулевой высоте;  $H_1(h)$  – шкала высот;  $H_{10} = 10351,8$  м;  $H_{11} = -3,68512 \cdot 10^{-2}$ ;  $H_{12} = -1,02368 \cdot 10^{-5}$  м<sup>-1</sup>;  $H_{13} = 2,63363 \cdot 10^{-10}$  м<sup>-2</sup> [3].

На угол атаки наложены ограничения:

$$a_{\min} \le a \le a_{\max}, \tag{4}$$

где  $a_{min} = 0$ ,  $a_{max} = 10^{\circ}$ .

При движении ГЛА должно выполняться ограничение по максимально допустимому скоростному напору:

$$q = \frac{rV^2}{2} \le q_{max} \,, \tag{5}$$

где  $q_{max} = 60$  кПа.

Начальные условия движения имеют следующие значения:  $M_0 = 1,921; q_0 = 13,8^\circ;$  $h_0 = 11000$  м;  $m_0 = 290000$  кг [1].

Конечные условия движения по высоте и скорости определяются границами работоспособности КСУ ( $h_k = 30000$  м,  $M_k = 6$ ) [1].

Конечный угол наклона траектории определяется участком полёта ГЛА после разгона-набора высоты. ГМС осуществляет маршевый горизонтальный полёт с нулевым углом наклона траектории ( $q_k = 0$ ). ГСР, являясь первой ступенью двухступенчатой авиационно-космической системы, должен обеспечивать конечный угол наклона траектории, определяемый условиями начала движения второй (ракетной) ступени.

#### 2. Номинальные программы управления углом атаки

В качестве номинальной используется двухступенчатая программа управления углом атаки [4]:

$$a = \begin{cases} a_1, & t < t_p; \\ a_2, & t \ge t_p, \end{cases}$$
(6)

где  $a_1, a_2, t_p$  – параметры, подлежащие определению.

С помощью метода Ньютона и градиентного метода в [4] определены значения параметров программы управления углом атаки ГМС, обеспечивающих выполнение конечных условий движения при минимальных затратах топлива:  $a_1 = 0.45^\circ$ ,  $a_2 = 6^\circ$ ,  $t_p = 62.5$  с (рис. 1). Соответствующая траектория 1 показана на рис. 2.

Параметры программы управления углом атаки ГСР определяются из условия выполнения конечных условий по высоте  $h_k$  и скорости  $M_k$  при максимальном угле наклона траектории  $q_{k max}$ . С учётом ограничений на угол атаки (4) и на скоростной напор (5) получены следующие значения параметров программы управления (6):  $a_1 = 1,05^\circ$ ,  $a_2 = 8,50^\circ$ ,  $t_p = 105,5$  с (рис. 1). Траектория ГСР имеет рикошетирующий характер с касанием линии, соответствующей ограничению по ско-



Рис. 1. Номинальные программы управления углом атаки (1 – ГМС; 2 – ГСР, траектория с рикошетом; 3 – ГСР, траектория без рикошета)



ростному напору (рис. 2), и конечный угол наклона траектории равен 8,5° (рис. 3).

Программа, позволяющая выполнить разгон-набор высоты по траектории без рикошета, имеет следующие параметры:  $a_1 = 0.70^\circ$ ,  $a_2 = 7^\circ$ ,  $t_p = 77.1$  с (рис. 1). Конечный угол наклона траектории равен  $3.2^\circ$  (рис. 3). В дальнейшем эта программа управления принята в качестве номинальной.

# 3. Моделирование возмущённого движения

Моделирование проводилось путём решения системы уравнений (1) при возмущениях плотности атмосферы и отклонениях аэродинамических характеристик для номинальной программы управления углом атаки.

Использовались две модели случайных возмущений плотности атмосферы.

В первой модели r(h) представляется как случайная величина, распределённая по нормальному закону с математическим ожиданием  $r_{cmano}(h)$ , вычисляемым по формуле (2).

Среднее квадратическое отклонение  $s_r(h)$  определяется соотношением [5]:

$$s_r(h) = s_{r0} \cdot \exp(-0.15 h),$$
 (7)

где  $s_{r0} = 50$  г/м<sup>3</sup> – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте.

Нормальный закон распределения плотности воздуха с указанными характеристиками получен линейным преобразованием нормального закона случайной величины *x* с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице:

$$\mathbf{r}(h) = \mathbf{r}_{\text{cmand}}(h) + \mathbf{x}\mathbf{s}(h) \,. \tag{8}$$

В полученной выборке решений системы уравнений (1) для этой модели возмущений плотности атмосферы только в 20% случаев конечные условия движения выполняются с заданной точностью (по высоте  $e_h = 10$  м, по скорости  $e_M = 0,01$  М, по углу наклона траектории  $e_a = 0,1^\circ$ ) [6].

Во второй модели r(h) записывается в виде спектрального канонического разложения:

$$r(h) = r_{cmaho}(h) + s_r(h) \sum_{n=1}^n s_{rn} (g_n \cos \Omega_n h + e_n \sin \Omega_n h),$$

(9)

где  $S_{rn}$  – среднее квадратическое отклонение случайных коэффициентов;  $g_n$ ,  $e_n$  – нормаль-



Рис. 3. Угол наклона траектории (1 – ГМС; 2 – ГСР, траектория с рикошетом; 3 – ГСР, траектория без рикошета)

но распределённые случайные числа с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией;  $W_n$  – частоты; n = 11 [5].

В полученной выборке решений для этой модели конечные условия движения с заданной точностью не выполняются ни в одном из случаев [6].

Поскольку для модели возмущений (9) получены худшие результаты, чем для модели (8), то в дальнейших исследованиях возмущённого движения ГЛА при командном управлении использовалась только модель атмосферных возмущений (9).

Возмущения аэродинамических характеристик рассматривались как одновременное уменьшение коэффициента подъёмной силы и увеличение коэффициента силы лобового сопротивления на величину D (в процентах). Моделирование показало, что уже при D = 1% не обеспечивается выполнение конечных условий движения по M и q [6].

Отметим, что при возмущённом движении ограничение по скоростному напору (5) выполняется.

#### 4. Командное управление гиперзвуковым маршевым самолётом

Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения ГМС рассмотрим управление по углу атаки.

Отрезок времени, соответствующий участку разгона-набора высоты, разбивается на равные интервалы *Dt*, на каждом из которых выполняется один шаг коррекции управления. На каждом шаге командное управление формируется по результатам прогнозирования конечных условий движения на основе известной информации, включающей в себя значения текущих фазовых координат, аэродинамических характеристик и секундного расхода топлива КСУ самолёта, плотности стандартной атмосферы и сформированное ранее управление. На текущем шаге управление углом атаки осуществляется по программе, полученной на предыдущем шаге. На первом шаге используется номинальная программа управления (6).

Алгоритм формирования командного угла атаки представляет следующую последовательность действий. 1. Прогноз движения ГМС осуществляется интегрированием дифференциальных уравнений (1) до выполнения одного из трёх конечных условий:  $h_k = 30000$  м,  $M_k = 6$ ,  $q_k = 0$ . В качестве начальных условий используются значения V, q и h в начале шага управления. Принимается решение о необходимости коррекции управления. Если все конечные условия движения выполняются с заданной точностью, то имеющаяся программа управления не корректируется. В противном случае проводится коррекция управления.

2. Коррекция управления осуществляется путём расчёта новых значений параметров программы управления углом атаки (6). На интервале времени от начала движения до момента  $t_p$  решается двухточечная краевая задача определения параметров  $t_p$  и  $a_2$ , обеспечивающих выполнение конечных условий. После момента переключения  $t_p$  решается одноточечная краевая задача по определению параметра  $a_2$  из условия выполнения конечного условия по высоте или по углу наклона траектории. Выполнение конечного условия по числу M после момента переключения не контролируется.

Для решения краевой задачи используется метод Ньютона.

Введём следующие обозначения:  $x = \{a_2, t_p\}, y = \{y_1, y_2\}$ . Если интегрирование системы уравнений (1) прекращается по достижении скоростью заданного значения  $M_k$ , то  $y_1 = h_k, y_2 = q_k$ . Если интегрирование прекращается по достижении высотою заданного значения  $h_k$ , то  $y_1 = M_k, y_2 = q_k$ . Если интегрирование прекращается по достижении углом наклона траектории заданного значения  $q_k$ , то  $y_1 = h_k, y_2 = M_k$ .

Начальным приближением  $x_0 = \{a_{20}, t_{p0}\}$ являются текущие значения параметров программы управления углом атаки. Тогда следующее приближение для вектора х определяется из матричного уравнения

$$\mathbf{y} - \mathbf{y}_{j} = J_{j} \left( \mathbf{x}_{j+1} - \mathbf{x}_{j} \right), \quad j = \overline{0, N}, \tag{10}$$

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial y_1(a_2, t_p)}{\partial a_2} & \frac{\partial y_1(a_2, t_p)}{\partial t_p} \\ \frac{\partial y_2(a_2, t_p)}{\partial a_2} & \frac{\partial y_2(a_2, t_p)}{\partial t_p} \end{bmatrix} - \text{матрица Якоби;}$$

*N* – количество итераций, необходимых для выполнения условия сходимости.

Поскольку задача Коши решается численно, то матрицу Якоби определим следующим образом:

$$\boldsymbol{J}_{j} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{J}_{j}^{\langle 1 \rangle} & \boldsymbol{J}_{j}^{\langle 2 \rangle} \end{bmatrix}, \tag{11}$$

$$I_{j}^{\langle 1 \rangle} = \begin{bmatrix} \frac{y_{1}(a_{2j} + da_{2j}, t_{pj}) - y_{1}(a_{2j}, t_{pj})}{da_{2j}} \\ \frac{y_{2}(a_{2j} + da_{2j}, t_{pj}) - y_{2}(a_{2j}, t_{pj})}{da_{2j}} \end{bmatrix}$$

$$J_{j}^{\langle 2 \rangle} = \left[ \frac{\frac{y_{1}(a_{2j}, t_{pj} + dt_{pj}) - y_{1}(a_{2j}, t_{pj})}{dt_{pj}}}{\frac{y_{2}(a_{2j}, t_{pj} + dt_{pj}) - y_{2}(a_{2j}, t_{pj})}{dt_{pj}}} \right]$$

где  $da_{2j}$ ,  $dt_{pj}$  – малые отклонения параметров  $a_{j}$ ,  $t_{p}$  от их значений на *j*-ой итерации.

Решая матричное уравнение (10) относительно  $x_{j+1}$ , получим итерационные формулы для определения параметров  $a_2, t_n$ :

$$\boldsymbol{a}_{2(j+1)} = \boldsymbol{a}_{2j} + \frac{\Delta y_{1j} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p} - \Delta y_{2j} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p}}{\frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2} - \frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}};$$

$$\boldsymbol{t}_{p(j+1)} = \boldsymbol{t}_{pj} + \frac{-\Delta y_{1j} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2} + \Delta y_{2j} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}}{\frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2} - \frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}},$$
(12)

где  $\frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}$ ,  $\frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p}$ ,  $\frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2}$ ,  $\frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p}$  – частные произ-

водные на *j*-ой итерации, которые определяются в соответствии с (11);

 $\Delta y_{1j} = y_1 - y_1(a_{2j}, t_{pj}), \Delta y_{2j} = y_2 - y_2(a_{2j}, t_{pj})$ соответственно отклонения переменных  $y_1$  и  $y_2$  от заданных конечных условий.

В качестве условия сходимости принято одновременное выполнение следующих

неравенств:  $Dy_1 \le e_1$ ,  $Dy_2 \le e_2$ , где  $e_1$ ,  $e_2$  – точность, указанная в п. 3.

В процессе определения угла атаки проверяется выполнение ограничения (4). В случае нарушения ограничения угол атаки принимается равным соответствующему граничному значению.

Далее проводится численное интегрирование уравнений (1) с программой угла атаки с вновь определёнными параметрами для последующего интервала времени.

Величина интервала времени *Dt* принята равной 5 секундам. Все вычислительные операции по определению командного управления требуют времени, на несколько порядков меньшего *Dt*.

Выполнение заданного конечного условия по скорости достигается после выполнения заданных конечных условий по высоте и углу наклона траектории путём добавления горизонтального участка разгона самолёта до 6 М.

Предложенный алгоритм управления обеспечивает выполнение конечных условий движения как для всех случаев возмущений плотности атмосферы, использовавшихся при моделировании, так и при отклонении аэродинамических характеристик самолёта, указанных в п. 3, до 10%.

На рис. 4 показаны номинальная и командные зависимости угла атаки от времени для случаев наиболее неблагоприятных возмущений.

В обоих случаях требуется добавление горизонтального участка разгона самолёта до заданной конечной скорости (участок AB).

## 5. Командное управление гиперзвуковым самолётом-разгонщиком

Моделирование движения ГСР в атмосфере с возмущённой плотностью показало, что при номинальной программе управления углом атаки не выполняются все заданные конечные условия. Результаты моделирования позволили выделить два типа возмущений плотности атмосферы. Возмущения первого типа приводят к тому, что ГСР выходит на требуемую высоту с меньшей скоростью и большим углом наклона траектории. Возмущения второго типа приводят к меньшим высоте и углу наклона траектории.

Моделирование движения ГСР при отклонении аэродинамических характеристик показало, что при номинальной программе управления углом атаки также не выполня-





(0 – номинальная программа, 1 – командное управление при возмущениях плотности атмосферы, 2 – командное управление при аэродинамических возмущениях)

ются все заданные конечные условия. ГСР выходит на заданную конечную высоту с меньшей скоростью и большим углом наклона траектории.

Особенностью движения ГСР является необходимость обеспечения на заданной конечной высоте положительного конечного угла наклона траектории. Это исключает, в отличие от ГМС, добавление участка разгона ГСР, т.к. при его дальнейшем движении на большей высоте КСУ не работает.

Вследствие этого в алгоритм формирования командного управления углом атаки были внесены следующие изменения.

1. На участке от начала движения до времени  $t_p$  на каждом шаге коррекции управления осуществляется решение методом Ньютона двухточечной краевой задачи определения параметров  $t_p$  и  $a_2$ , обеспечивающих выполнение тех конечных условий, по которым в результате прогноза имеются ошибки. При компенсации ошибок по скорости и высоте решение задачи всегда сходится. При компенсации ошибок по углу наклона траектории решение задачи может расходиться. В этом случае заданное конечное значение угла наклона траектории уменьшается на 0,1° до тех пор, пока задача не будет решена. 2. После момента переключения  $t_p$  решается одноточечная краевая задача по определению параметра  $a_2$  из условия выполнения заданного конечного условия по высоте или по скорости, а выполнение заданного конечного условия по углу наклона траектории не контролируется.

Предложенный алгоритм управления обеспечивает выполнение заданных конечных условий движения по высоте и скорости как для всех случаев возмущений плотности атмосферы, так и при отклонении аэродинамических характеристик ГСР до 10%.

На рис. 5 в качестве примера показаны номинальная и командные зависимости угла атаки от времени для случаев наиболее неблагоприятных возмущений плотности атмосферы. Соответствующие этим программам управления траектории ГСР приведены на рис. б.

В качестве иллюстрации на рис. 7 приведены траектории при возмущениях атмосферы первого типа.

Возмущённая траектория 1 при номинальной программе управления достигает заданной высоты при меньшей скорости, поскольку движение ГСР происходит на меньших высотах при более интенсивном его





(0 – номинальная программа, 1 – командное управление при первом типе возмущения плотности атмосферы, 2 – командное управление при втором типе возмущения плотности атмосферы)


Рис. 6. Траектории ГСР при различных типах возмущения атмосферы (0 – номинальная программа, 1 – командное управление при первом типе возмущения атмосферы, 2 – командное управление при втором типе возмущения атмосферы)



Рис. 7. Траектории ГСР при невозмущённом движении и возмущениях плотности атмосферы (0 – номинальная траектория, 1 – возмущённое движение, 2 – движение при известных возмущениях, 3 – движение при командном управлении)

торможении. Отклонение по конечному углу наклона траектории равно 1°. Траектория 2 соответствует номинальной программе управления углом атаки (6) при известной возмущённой атмосфере. Она проходит выше возмущённой траектории 1, но ниже номинальной траектории 0, приближаясь к ней в конце полёта, и достигает заданной высоты при заданной скорости с небольшим отклонением (-0,2°) по конечному углу наклона траектории. Траектория 3 соответствует командному управлению. Она проходит ниже номинальной траектории 0, приближаясь к ней в конце полёта, и достигает заданной высоты при заданной скорости и при отклонении по конечному углу наклона траектории, практически не отличающемуся от возмущённой траектории.

Анализ командного управления по шагам показывает, что до момента переключения *t<sub>p</sub>* удаётся компенсировать действие возмущений. Так, к моменту переключения были достигнуты весьма малые отклонения от заданных конечных условий движения. Однако поскольку в дальнейшем корректировались только отклонения по конечной высоте полёта, которые превышали заданное значение, то нескомпенсированные отклонения по конечному углу наклона траектории монотонно росли и в конце достигли 1°.

Аналогичная картина наблюдается и при возмущениях атмосферы второго типа. К моменту переключения также были достигнуты весьма малые отклонения от заданных конечных условий движения. Однако поскольку в дальнейшем корректировались только отклонения по конечной скорости полёта, которые превышали заданное значение, то нескомпенсированные отклонения по конечному углу наклона траектории монотонно росли и в конце достигли  $-1,7^{\circ}$ .

Изменения угла наклона траектории по времени полёта показаны на рис. 8.



Рис. 8. Угол наклона траектории ГСР

(0 – номинальная программа, 1 – командное управление при первом типе возмущения атмосферы, 2 – командное управление при втором типе возмущения атмосферы)

#### Выводы

1. Предложенный алгоритм командного управления по углу атаки обеспечивает выполнение всех заданных конечных условий движения гиперзвукового маршевого самолёта при введении дополнительного участка горизонтального разгона при рассмотренных возмущениях плотности атмосферы, а также при отклонениях аэродинамических характеристик самолёта до 10%.

2. Предложенный алгоритм командного управления по углу атаки обеспечивает выполнение заданных конечных условий движения гиперзвукового самолёта-разгонщика по высоте и скорости при отклонениях аэродинамических характеристик до 10%. При всех рассмотренных возмущениях плотности атмосферы выполняются конечные условия движения по высоте и скорости, конечный угол наклона траектории при разных реализациях возмущений изменяется в диапазоне от 1,6°до 4,2°.

## Библиографический список

1. Нечаев, Ю. Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов [Текст]/Ю. Н. Нечаев. – М.: Издание Академии Космонавтики им. К. Э. Циолковского, 1996. – 214 с.

2. Седунов, Ю. С. Атмосфера. Справочник [Текст]/Ю. С. Седунов. – Ленинград: Гидрометеоиздат, 1991. – 510 с.

3. Летов, А. М. Динамика полёта и управление [Текст]/А. М. Летов. – М.: Наука, 1969. – 360 с.

4. Балакин, В. Л. Оптимизация движения гиперзвукового самолёта-разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы [Текст]/В. Л. Балакин, А. А. Бебяков, А. Г. Кочян//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2007. – №1. – С. 23-32.

5. Школьный, Е. П. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов [Текст]/Е. П. Школьный, Л. А. Майборода. – Ленинград: Гидрометеоиздат, 1973. – 308 с.

6. Балакин, В. Л. Возмущённое движение гиперзвукового летательного аппарата на этапе «разгона-набора высоты» [Текст]/ В. Л. Балакин, А. Г. Кочян//Сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара. – 2007. – Т. 1. – С. 54-57.

#### References

1. Netchayev, Yu. N. Power plants of hypersonic and aerospace vehicles / Yu. N. Netchayev. – Moscow: Publishing house of Cosmonautics Academy named after K. E. Tsiolkovsky, 1996 – 214 pp.

2. Sedunov, Yu. S. Atmosphere. Reference book / Yu. S. Sedunov. – Leningrad: Gidrometeoizdat, 1991. – 510 pp.

3. Letov, A. M. Flight dynamics and control / A. M. Letov. – Moscow: Nauka, 1969. – 360 pp.

4. Balakin, V. L. Optimization of motion of a hypersonic accelerator aircraft of a two-stage space-rocket system / V. L. Balakin, A. A. Bebyakov, A. G. Kotchyan // Vestnik (bulletin) of Samara State Aerospace University – 2007. – No. 1. – pp. 23-32.

5. Shkolny, Ye. P. Atmosphere and aircraft motion control / Ye. P. Shkolny, L. A. Maiboroda. – Leningrad: Gidrometeoizdat, 1973. – 308 pp.

6. Balakin, V. L. Perturbed motion of a hypersonic aircraft at the "acceleration-climb" stage / V. L. Balakin, A. G. Kotchyan // Collection of papers of the XIII All-Russian science and engineering seminar on aircraft navigation and motion control / Samara. – 2007. – vol. 1 – pp. 54-57.

# COMMAND CONTROL OF HYPERSONIC AIRCRAFT ANGLE OF ATTACK DURING ACCELERATION AND CLIMB

# © 2009 A. G. Kotchyan

# Samara State Aerospace University

The paper deals with the tasks of forming command control of hypersonic aircraft: the main aircraft and the accelerator aircraft during acceleration and climb. The motion is analysed in conditions of atmospheric density perturbations and deviations of aircraft aerodynamic characteristics. An algorithm of single-channel (by the angle of attack) direction is proposed and its ability to compensate the impact of perturbations on satisfying the final conditions of motion is investigated.

Hypersonic aircraft, angle of attack, perturbed motion, command control.

# Информация об авторе

Кочян Антонина Грачевна, аспирант, ассистент кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва, e-mail: <u>antonina.kochyan@gmail.com</u>. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

**Kotchyan Antonina Gratchevna**, post-graduate student, assistant of the department of flight dynamics and control systems, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>antonina.kochyan@gmail.com</u>. Area of research: aircraft dynamics and flight control.

# УДК 629.431.75

# ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ВГТД С РОТОРОМ НА ГАЗОВЫХ ПОДШИПНИКАХ

# © 2009 Б. А. Пономарев, В. В. Гаврилов

# ФГУП ЦИАМ им. П.И.Баранова, г. Москва

Статья посвящена актуальному вопросу в области разработки и создания газотурбинных двигателей на газовых подшипниках. Применение в ГТД нетрадиционных типов подшипников – газодинамических – представляет практический интерес, так как позволяет в перспективе полностью отказаться от маслосистемы и создать «сухой» двигатель. Это значительно упростит конструкцию двигателя, улучшит его массогабаритные показатели, повысит надежность, снизит стоимость изготовления и эксплуатации.

Проведен анализ состояния и уровень развития указанных технологий за рубежом и в Российской Федерации. Показаны примеры выполненных высокотемпературных турбомашин (турбоагрегатов наддува, ГТУ, мини-ТРД) на газовых подшипниках.

Приведены результаты проектирования и исследований, проведенных в ФГУП ЦИАМ, модельного ротора на газовых подшипниках для малоразмерного ВГТД ТА-20 (эквивалентной мощностью 50 кВт), разрабатываемого на ОАО НПП « Аэросила» совместно с ЦИАМ.

Вспомогательный газотурбинный двигатель(ВГТД), ротор, газодинамический подшипник, лепестковый подшипник, фольговый подшипник, высокотемпературное антифрикционное покрытие.

Увеличение частоты вращения роторов ГТД, которое следует за повышением параметров цикла, связано с определенными проблемами обеспечения работоспособности традиционных шарико-роликовых подшипников, смазываемых маслом. Это требует перехода на нетрадиционные типы подшипников, например газовые или электромагнитные, которые позволяют отказаться от маслосистемы.

Использование нетрадиционных видов подшипников - газовых, не требующих смазки маслом, в ГТД представляет практический интерес, так как позволяет в перспективе полностью отказаться от маслосистемы и создать «сухой» двигатель. Это значительно упрощает конструкцию двигателя, улучшает массогабаритные показатели, повышает надежность, снижает стоимость изготовления (за счет исключения маслосистемы с датчиками и упрощения САУ-БСКД) и стоимость эксплуатации (за счет отказа от приобретения масла и упрощения обслуживания).

В отечественном общем машиностроении, например ядерной, криогенной, космической отраслях, накоплен большой опыт применения разнообразных газовых подшипников. Однако опыт применения газодинамических подшипников в отечественных газотурбинных авиационных двигателях в настоящее время отсутствует.

Создание «газового» подвеса ротора связано с определенными проблемами, которые в зарубежной практике в ряде областей применения таких подшипников, и в том числе в малоразмерной авиации (беспилотные ТРД), успешно преодолены.

Анализ имеющихся материалов по данному вопросу показывает, что для создания газового подвеса роторов ГТД должны быть разработаны и освоены следующие три технологии:

1 - методы расчета, проектирования и изготовления газовых подшипников с заданными (требуемыми) несущей способностью и упруго-демпферными свойствами для условий применения в авиационных ГТД, в частности, при действии высоких температур;

2 - методы расчета динамических свойств роторов ГТД на газовых подшипниках, поскольку существующие методики для роторов на жестких опорах для этих целей не пригодны;

3 - высокотемпературные смазочные покрытия для уменьшения коэффициента сухого трения в газовых подшипниках в периоды пуска-останова ГТД.

# 1. Разработка и исследования газодинамических лепестковых и фольговых подшипников

Наиболее привлекательными представляются газодинамические лепестковые подшипники, которые не требуют для своей рабо ты устройств и систем для управления положением ротора двигателя во время работы.

Лепестковые подшипники по классификации зарубежных разработчиков условно могут быть разделены на 1, 2 и 3 поколения, которые отличаются друг от друга возрастающей конструктивной сложностью и несущей способностью (грузоподъёмностью). На рис. 1 показаны схемы подшипников 1-го поколения, а на рис. 2 – последнего, 3-го поколения. В подшипниках 3-го поколения воздушная пленка, возникающая при вращении, формируется между поверхностью вала и гибкой гладкой металлической фольгой, которая опирается на пружинящую (буферную) гофрированную ленту. За счет микроскольжения между слоями фольги (кулоново трение) улучшаются демпфирующие свойства, компенсируются несоосность и температурные деформации. При использовании новых высокотемпературных твердых смазочных покрытий для защиты от износа при запусках и остановах эти подшипники могут работать в широком диапазоне температур от криогенных до + 650°С.

Следует указать на тот факт, что иссле-



дования по данному вопросу, судя по имеющимся открытым публикациям, за рубежом проводятся только в США. Большой опыт практического изготовления газовых подшипников различной конструкции и применения имеет фирма Miti (Mohawk Innovative Technology, Inc.), являющаяся известным в мире поставщиком таких подшипников.

Из отечественных разработок в этой области известен опыт применения лепестковых подшипников в турбохолодильных агрегатах НПО «Наука» для Ту-204 и Ту-214. Известны также разработки газодинамических подшипников на каф. 203 МАИ и на предприятии ООО «Турбоком». В качестве материала лепестков используется сплав 36НХТЮ или 40НХТЮ. Изготавливаются лепестки из фольги толщиной 0,12-0,15 мм. Подвергаются термообработке в вакуумной печи по специальной технологии для придания упругих свойств и покрываются с рабочей стороны мягким покрытием. Рабочая температура покрытий ~ 200°С.

По уровню разработки отечественные газовые подшипники соответствуют 1-му поколению, в связи с чем для создания реально работающих отечественных подшипников для ГТД требуется проведение научных исследований и в любом случае потребуется как экспериментальная доводка изолированных подшипников на стенде, так и их проверка в составе роторной системы.



Рис. 1. Подшипники 1-го поколения

лепесткового типа 1-лепесток , 2 – наружная обойма, 3 – вал

фольгового типа 1- лепесток (наружная фольга), 2 – наружная обойма, 3 – вал, 4 - демпфирующий элемент (внутренняя фольга)



Рис. 2. Подшипник 3-го поколения 1-буферная лента, 2- вал, 3- верхняя фольга, 4- наружная обойма, 5- буферы переменного шага, 6 - разрез ленты в окружном направлении

# 2. Расчетные методы для роторов на газовом подвесе

При создании газового подвеса роторов овладение расчетными методами имеет большое значение. Во-первых, при расчете несущей способности и упруго-демпферных свойств изолированных подшипников, вовторых, при расчете динамических свойств роторов на газовых подшипниках. Это позволяет экономить затраты на разработку, так как экспериментальные исследования связаны с большими финансовыми вложениями как изза стоимости самих экспериментальных исследований, так и изготовления экспериментальных объектов (подшипников, роторов), поскольку это может потребовать исследований большого числа вариантов конструкций, прежде чем будет получен ротор с нужными свойствами. Расчеты динамики необходимы для отстройки от резонансных режимов при различных конфигурациях демпферов подшипников.

Пока также невозможно расчетным путем определить влияние свойств покрытий, наносимых на вал и лепестки, на демпфирующие свойства подшипников. Кроме того, полностью еще не исследовано тепловое состояние опор с газовыми подшипниками и его влияние на несущую способность и упругодемпферные свойства подшипников. Представляется, что расчетные методы следует развивать в направлении дальнейшего совершенствования моделей расчета (модели 2-го и 3-го уровня), позволяющих достоверно прогнозировать как свойства самих газодинамических подшипников в зависимости от нанесенного покрытия и теплового состояния, так и динамические свойства роторов на таких подшипниках.

# 3. Антифрикционные покрытия

Обеспечение работоспособности газовых подшипников при высоких температурах в условиях сухого трения является ключевым препятствием при создании таких подшипников. При пуске и останове до образования газового слоя в подшипниках для уменьшения трения и износа необходимо обеспечить твердую смазку.

В открытой печати опубликованы результаты исследований зарубежного покрытия PS304, наносимого на вал или движущуюся поверхность, работающую в контакте с фольгой, которая в свою очередь также может быть покрыта для дополнительной защиты от износа. Это покрытие успешно применено в энергоустановке фирмы Capstone Turbine Corporation, и в дальнейшем предполагается его применение в «сухих» самолетных ГТД.

Составляющая	% по весу	Свойства
NiCr <sup>(1)</sup>	60	основа
$Cr_2O_3$	20	придание твердости
Ag	10	низкотемпературная смазка
$BaF_2/CaF_2^{(2)}$	10	высокотемпературная смазка
Коэффициент теплового		$12.4 \times 10^{-6} / \circ C$
расширения		12,4 x 10 / C
Плотность		5,3 г/см <sup>3</sup>
Твердость		30 - 34 RC

Таблица 1

1) NiCr - 80 % Ni и 20% Cr по весу

2) BaF<sub>2</sub>/CaF<sub>2</sub> - 62 % Ba F<sub>2</sub> и 38 % Ca F<sub>2</sub> по весу

PS304 - плазменное композитное покрытие из соединений хрома и никеля с окисью хрома и смазывающими добавками серебра и фтористого бария/фтористого кальция, его детальный состав приведен в табл.1.

Хром-никель в данном покрытии действует как связующее, окись хрома используется для повышения твердости и смазки при высокой температуре. Серебро добавлено как термохимически устойчивая низкотемпературная смазка. Фтористые соединения действуют как высокотемпературная смазка. Исследования характеристик PS304 проводились на фольговом подшипнике с одним круговым лепестком, при этом определялось влияние нагрузки и температуры на износ. Была подтверждена работоспособность PS304 в диапазоне температуры от 25 до 650°С при изменении удельных нагрузок от 10 до 50 КПа. Результаты испытаний показали, что величина коэффициента трения такого покрытия зависит от его температурного состояния и при температуре 650°С составляет 0,33 ÷ 0,16 в зависимости от приложенной нагрузки.

Аналогичные отечественные покрытия, способные работать в парах трения такого назначения, отсутствуют. Рабочая температура покрытий, применяемых в турбоагрегатах систем кондиционирования разработки НПО «Наука», не превышает 200-250°С. Марка покрытий ВАП – 2, ВАП – 3 или ЦВСП-3С. В связи с этим требуется проведение работ в этом направлении.

# 4. Практика применения газового подвеса роторов в турбомашинах

Примером такого комплексного подхода, основанного на разработке фольговых подшипников повышенной несущей способности, высокотемпературных твердых смазок подобных PS304, и расчетных методов определения динамических свойств роторов, является разработка турбоагрегата наддува для дизельного двигателя на 150 л.с., выполненная NASA и Министерством энергетики США. Этот турбоагрегат, не имеющий маслосистемы, с двумя радиальными и одним осевым подшипниками, работающий при 95000 об/мин и температуре перед турбиной 650°С, был создан в начале 1999 г. На рис. 3 показаны схема этого турбоагрегата и его препарирование при испытаниях на стенде с подачей горячего газа на турбину.

На рис. 4 показан ТРД WJ24-8, созданный еще в 80-е годы для БЛА, в конструкции горячей опоры которого применён газодинамический подшипник.

Следующим примером возможности создания работоспособных конструкций на газовых подшипниках может служить небольшая газовая турбина без маслосистемы для энергоустановки фирмы Capstone Turbine Corporation (рис. 5). В ней успешно применен высокооборотный (90000 об/мин) обратимый стартер-электрогенератор прямого привода. Установка выпускается в зависимости от модификации на электрическую мощность 30 и 60 кВт. Первоначально задуман-



Рис. 3. Схема препарирования турбоагрегата при испытаниях: 1 - радиальные фольговые подшипники, 2- осевой фольговый подшипник, T1, T2...T9 - датчики температуры

ная как силовая установка для гибридной турбоэлектрической автомобильной системы, технически концепция оказалась успешной. Энергоустановка Capstone является первой в мире коммерческой установкой без маслосистемы. В ней применены запатентованные подшипники, которые конструктивно весьма сложны и относятся к 3-му поколению.

В печати сообщалось также о создании аналогичной энергоустановки на газовом подвесе этой же фирмы на мощность 200 кВт.

Представляют интерес сведения, опубликованные в работе, в которой сообщается об успешных исследованиях, проводимых в рамках программы Advanced Affordale Turbine Engine (ААТЕ) по созданию вертолетного ГТД мощностью 1250 кВт на газовых подшипниках.

В соответствии с совместной программой, финансируемой Army Aviation Applied Technology Derictorate (AATD) и General Electric Aircraft Engines (GEAE), в которой AATD и GEAE совместно с R&D Dinemics, мировым признанным лидером в разработке технологии фольговых подшипников, спроектировали, разработали и изготовили фольговые подшипники для перспективных турбовальных двигателей типа GEAE (AATE) и, проведя испытания, продемонстрировали возможность внедрения предложенной технологии в изделие-демонстратор.

Целью было продемонстрировать, что фольговые подшипники могут обеспечивать адекватную подвеску ротора, стабильность работы и ресурс, необходимые для применения в перспективных небольших турбовальных двигателях фирмы GEAE (рис. 6).

Как показали расчеты, несущая способность подшипников 3-го поколения способна поддерживать ротор этого небольшого газотурбинного двигателя. Подшипники диаметром ~ 100 мм способны выдерживать радиальную нагрузку 454 кг при частоте вращения 22000 об/мин. Конфигурация этого подшипника, известного как «реверсивный многолепестковый Фольговый Подшипник», была разработана и запатентована фирмой «R & D Dynamics». На рис. 7 показаны схема поперечного сечения подшипника диаметром ~100 мм и внешний вид реальной конструкции.

Работы, проводимые за рубежом по созданию подшипников еще больших размеров, показывают, что эта технология может быть применена также для газотурбинных двигателей региональных самолетов.



Рис. 4. Внешний вид ТРД WJ24-8 и его ротора с газовым подшипником горячей опоры



Рис. 5. Двигательная часть энергоустановки Capstone Turbine Corporation



Рис. 6. Внешний вид двигателя мощностью 1700 л.с. концепции ААТЕ с газодинамическим лепестковым подшипником в горячей опоре



Рис. 7. Схема и внешний вид газодинамического лепесткового подшипника горячей опоры двигателя концепции ААТЕ

# 5. Разработки ВГТД на газовых подшипниках

Компания Honeywell использовала разработанные технологии для создания мини-ВГТД RE50 в классе мощности 50 кВт, который предназначен для применения на небольших самолетах АОН и легких вертолетах (рис. 8).

Мини-ВГТД RE50 разработан на базе ВГТД RE100. Для этого были перепроектированы колеса турбомашин, применены газовые подшипники, встроенный стартер-генератор постоянного тока с безредукторным приводом (стартер-генератор и турбомашины установлены на одном валу). В результате отпала необходимость в применении обычной системы смазки и коробки приводов. Максимальная частота вращения вала мини-ВГТД составляет 100000 об/мин.

Преобразование переменного тока в постоянный осуществляется с помощью контроллера. Мини-ВГТД обеспечивает силу тока 300 А при напряжении 24 В.

Этот компактный мини-ВГТД весит ~25 кг, имеет на ~60 % меньшее число движущихся деталей, чем любой ранее созданный компанией ВГТД. Габаритные размеры этого двигателя составляют: длина – 500 мм, ширина – 300 мм и высота – 300 мм.

При использовании RE50 авиакомпании будут иметь независимый источник электроэнергии, который позволит проводить



Рис. 8. Схема и конструктивные особенности мини-ВГТД RE50

проверку наземного оборудования, осуществлять кондиционирование летательного аппарата или подзаряжать электрические кары в аэропортах, в которых нет никаких наземных источников энергии.

Компания Honeywell рассматривает возможность создания на базе RE50 более мощного ВГТД для удовлетворения требований в электроэнергии перспективных «более электрических» самолетов большей размерности.

В отечественной практике предприятием «Аэросила» ведутся работы по созданию перспективного безмасляного вспомогательного ГТД «0»-го типоразмера ТА-20, аналогичной схемы и типоразмера. Схема этого ВГТД представлена на рис. 9.

В обеспечение создания ВГТД такого типа в ЦИАМ проведены следующие работы:

- испытаны изолированные осевые и радиальные лепестковые газодинамические подшипники с демпфирующими элементами;

- разработана и передана для изготовления на производстве ЦИАМ конструкция модельного ротора двигателя ТА-20 (рис. 10);



Рис. 9. Схема проточной части ВГТД ТА20



Рис. 10. Схема проточной части модельного ротора ТА-20

- разработаны методики расчета характеристик фольговых газодинамических подшипников и динамики ротора на газовой смазке.

Разработан стенд на установке У336 для проведения сравнительных испытаний износостойких покрытий с целью повышения ресурсных характеристик газовых подшипников. Оборудование имеет в качестве привода для создания требуемых условий испытания покрытий в условиях, близких к реальным в опорах МГТД с газовым подвесом ротора. Параметры испытуемых подшипников: диаметр вала 40 мм, длина 42 мм. Максимальная частота вращения ~ 55000 об/мин. Температура воздуха в объеме нагревателя ~ до 600°С. Удельная нагрузка ~ до 30 КПА.

На этом стенде проведены испытания по экспериментальной отработке метода измерения эффективного коэффициента трения в газовом лепестковом подшипнике, изготовленном на производстве ЦИАМ и предназначенном для ТА-20. Внешний вид одного из вариантов этого подшипника представлен на рис. 11. Подшипник испытывался в составе испытательного узла с приводом от импульсной газовой турбины, разработанного на базе турбоагрегата наддува ТКР-7 для дизельного двигателя. Компоновка испытательного узла показана на рис. 12. Внешний вид этого узла при испытаниях на стенде показан на рис. 13.

Проведены также испытания экспериментального ротора, установленного на двух радиальных лепестковых подшипниках диаметром 40 мм, массой 2,5 кг и частотой вращения 55000 об/мин. Схема продольного разреза этого ротора показана на рис. 14. Отдельные детали ротора представлены на рис. 15-17. Частота вращения ротора при его «всплытии», измеренная экспериментально, составляла 8000-10000 об/мин, что примерно соответствовало расчетному значению.

В дальнейшем предполагается проведение следующих работ:

- изготовление деталей и узла модельного ротора ВГТД ТА-20;

- подготовка стенда У-336 к проведению испытаний модельного ротора на холодном воздухе;



Рис. 11. Внешний вид подшипника № 1 и лепестка

Авиационная и ракетно-космическая техника



Рис. 12. Компоновка испытательного узла с приводной турбиной:

1 - корпус узла подшипника, 2 - цапфа - вал, 3 - обойма подшипника, 4 - фланец корпуса, 5 -переходный фланец, 6 - рабочее колесо турбины, 7 - корпус турбины, 8 - датчик перемещений, 9 - датчик частоты вращения, 10 - подвод воздуха на охлаждение, 11 - моментный рычаг, 12 - трос подвески грузов, 13 – болт

- подбор и исследования высокотемпературных антифрикционных противоизносных покрытий с  $t_{pab} = 400 - 600^{\circ}$ С;

- доработка стенда У-336 и проведение испытаний модельного ротора на подогретом воздухе;

- разработка 3D модели 2-го уровня для расчета характеристик лепестковых газодинамических подшипников и ротора на газовой смазке.

## 6. Выводы

В Российской Федерации имеющиеся разработки для авиационных турбохолодильных агрегатов ограничены применением лепестковых газовых подшипников 1-го поколения с низкотемпературными антифрикционными покрытиями с рабочей температурой до 200°С.

В связи с этим работы по созданию газовых подшипников применительно к ВГТД ТА-20 необходимо проводить в направлении развития всех трех обозначенных на стр. 1 технологий с последующей проверкой результатов на модельном роторе-демонстраторе.

По-видимому, частично проблемы обеспечения требуемого температурного состояния газовых опор могут быть решены за счет их соответствующего расположения внутри конструкции силового агрегата.

При проведении этих работ могут быть полезны результаты исследований, проведенных в ЦИАМ в области газового подвеса роторов для МГТД, в которых за последние несколько лет достигнут определенный прогресс. Значительно продвинуты работы в области расчетного определения несущей способности газовых подшипников, и в том числе газодинамических лепестковых и фольговых в частности. Создан необходимый комплекс расчетных программ. В ЦИАМ изготовлены и затем испытаны на стенде более совершенные лепестковые подшипники под диаметр вала 40 мм по сравнению с применяемыми сейчас в Российской Федерации, принципиально отличающиеся от них нали-



Рис. 13. Внешний вид испытательного узла на стенде: 1 - стойка, 2 – датчики перемещений, 3 – моментный рычаг, 4 – направляющие ролики, 5 – трос уравновешивателя, 6 – трос, 7 – тарировочные грузы, 8 - вибродатчик, 9 –платформа, 10 – трос нагружения

чием демпфирующих элементов. Варьируя форму демпфера, можно управлять упругодемпферными свойствами подшипников и таким образом влиять на динамические свойства ротора турбомашины. Проведена проверка работоспособности таких подшипников в составе модельного экспериментального ротора. В дальнейшем предполагается проведение работ по изготовлению деталей и узла модельного ротора ВГТД ТА-20; подготовка стенда для проведения его испытаний на холодном и подогретом воздухе; подбор и исследования высокотемпературных антифрикционных противоизносных покрытий с  $t_{page} = 400 - 600^{\circ}$ С.

Авиационная и ракетно-космическая техника



Рис. 14. Схема экспериментального ротора:

1 – корпус компрессора, 2 – рабочее колесо компрессора, 3 – датчик IPRM 1219505/S14, 4 – корпус левый, 5 – корпус правый, 6 – корпус турбины, 7 – рабочее колесо турбины, 8 – гайка, 9 – термопара, 10 – радиальный подшипник, 11 – осевой подшипник, 12 – штуцер подвода охлаждающего воздуха, 13 – шпилька, 14 – датчик Холла IHRM12P1501



Рис. 15. Лепестки подшипников ротора: 1 - гладкий лепесток радиального подшипника, 2 - демпфер радиального подшипника, 3 - гладкий лепесток осевого подшипника, 4 - демпфер осевого подшипника



Рис. 16. Детали экспериментального ротора: 1 - рабочее колесо компрессора, 2 – рабочее колесо турбины, 3 - стяжка, 4 - гайки, 5 – вал с диском осевого подшипника



Рис. 17. Экспериментальный ротор в сборе:

1 - рабочее колесо компрессора, 2 – рабочее колесо турбины, 3 – вал с диском осевого подшипника

# PROBLEMS OF MAKING AUXILIARY GAS TURBINE ENGINES WITH GAS BEARING ROTORS

© 2009 B. A. Ponomaryov, V. V. Gavrilov

### Federal State Enterprise Central Institute of Aircraft Engine Design

The paper deals with the topical issue in the area of developing and producing gas turbine engines on gas bearings. The use of non-conventional types of bearings – gasodynamic ones – in gas turbine engines is of practical interest as it will make it possible to give up oil systems completely and to create a "dry" engine in future. This will considerably simplify the engine structure, improve its mass-dimension parameters, increase the reliability and reduce the cost of producing and maintenance.

Analysis of the state and level of the above-mentioned technologies in Russian Federation and abroad is given. Examples of high-temperature turbomachines produced (supercharging turbine-driven set, gas turbine engines, miniturbojet engines) using gas bearings are given.

The paper presents the results of designing and investigations carried out at the Central Institute of Aircraft Engine Design, of a model rotor using gas bearings for a small-size auxiliary gas turbine engine (equivalent capacity 50 kWt) developed at the joint-stock company "Aerosila" jointly with the Central Institute of Aircraft Engine Design.

Auxiliary gas turbine engine, rotor, gasodynamic bearing, lobe bearing, foil bearing, high-temperature antifriction coating.

## Информация об авторах

**Пономарев Борис** Александрович, главный научный сотрудник отделения, ФГУП ЦИАМ им. П.И.Баранова, доктор технических наук, профессор, e-mail: <u>Ponomarev@ciam.ru</u>, область научных интересов: авиационная и наземная газотурбинная техника.

Гаврилов Валентин Владимирович, начальник сектора, ФГУП ЦИАМ им. П.И.Баранова, e-mail: <u>Ponomarev@ciam.ru</u>, область научных интересов: авиационная и наземная газотурбинная техника.

**Ponomaryov Boris Alexandrovitch**, chief researcher of the department, doctor of technical science, professor, Federal State Enterprise Central Institute of Aircraft Engine Design, e-mail: <u>Ponomarev@ciam.ru</u>. Area of research: airborne and ground gas turbine facilities.

**Gavrilov Valentin Vladimirovitch**, head of section, Federal State Enterprise Central Institute of Aircraft Engine Design, e-mail: <u>Ponomarev@ciam.ru</u>. Area of research: airborne and ground gas turbine facilities.

УДК 629.78

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ОБТЕКАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

## © 2009 А. Н. Харитонова

# ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»

На примере двух реальных траекторий выведения рассматриваются основные режимы обтекания ракетносителей с надкалиберными головными обтекателями, при этом особое внимание уделяется режимам при полете на больших высотах. На основе параметров данных траекторий (времени, скорости и высоты) рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, изменяющиеся по высоте, и затем, с учетом диаграммы Тзяна, отображающей разделение на основные области течения, определены режимы обтекания ракет-носителей, в частности, переход от области обычной газовой динамики к области течения со скольжением.

Атмосфера, головной обтекатель, ракета-носитель, траектория, режимы обтекания.

На всех этапах развития ракетно-космической техники одним из основных направлений проектирования ракет-носителей являлось решение ряда комплексных физических задач, касающихся сопротивления движения тел в плотных нижних и разреженных верхних слоях атмосферы, явлений разогрева, плавления или сублимации твердого вещества, покрывающего носовую часть тела, и уноса этого вещества. Для решения подобных задач созданы эффективные аналитические и численные методы расчета. Но в последние годы появился новый класс задач. Сейчас весьма актуальной задачей является проведение исследования влияния повышенной надкалиберности головного обтекателя на трение, теплообмен и температурные режимы различных теплозащитных пакетов при движении по траектории выведения ракеты-носителя, особенно на больших высотах. При этом несколько меняются основные режимы обтекания ракеты-носителя в нижних слоях атмосферы и, кроме того, приходится принимать во внимание другие условия обтекания при полете в верхних слоях.

В данной работе на примере двух проектных траекторий выведения исследуются основные режимы обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями (ГО) диаметрами 3,7 и 4,11 м, при этом особое внимание уделяется режимам при полете на больших высотах. В этом случае при исследовании режимов обтекания нельзя пользоваться гипотезой сплошности и необходимо учитывать молекулярную структуру среды. Траектории выведения приведены на рис.1 и 2.

На основе параметров данных траекторий (времени, скорости и высоты) и параметров стандартной атмосферы [1] были рассчитаны числа Рейнольдса и Маха, изменяющиеся по высоте, по следующим формулам:

$$M = \frac{u}{a} \lor Re = \frac{lu}{n},$$

где u – скорость тела относительно среды, м/с; a – скорость звука, м/с; l – характерный размер тела, м; n – кинематическая вязкость, м<sup>2</sup>/с.

Следует отметить, что числа Рейнольдса определяются по данной формуле и параметрам стандартной атмосферы только до высоты 90 км. На больших высотах значение кинематической вязкости стремится к бесконечности и числа Рейнольдса будут значительно меньше единицы, поэтому влиянием этих параметров на больших высотах (больше 90 км) можно пренебречь. Полученные результаты приведены на рис. 3 и 4.

Используя полученные данные и воспользовавшись предложением Тзяна о разделении газовых течений на основные области по параметрам разрежения (M/Re и  $M/\sqrt{Re}$ ) [2], получаем, что на высоте около 50 км происходит переход от области обычной газовой динамики к области течения со скольжением (рис. 5).



Рис. 1. Проектная траектория для коммерческого пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 3,7 м (до отделения ГО)



Рис. 2. Проектная траектория для коммерческого пуска с надкалиберным головным обтекателем диаметром 4,11 м (до отделения ГО)

Таким образом, согласно данным траекторным параметрам и с учетом параметров разрежения (M/Re и  $M/\sqrt{Re}$ ) можно сделать следующие выводы:

1. До высоты примерно 50 км наблюдается область обычной газодинамики. При этом в зависимости от изменения числа Рейнольдса (рис. 3) наблюдается смена режимов от ламинарного к переходному, а затем к турбулентному и обратно. Для анализа данных режимов можно использовать уравнения Навье-Стокса или уравнения пограничного слоя, для решения которых в настоящее время созданы эффективные как аналитические, так и численные методы расчета.

2. Примерно с высоты в 50 км условия полета соответствуют области течения со скольжением, при этом здесь наблюдается только ламинарный режим течения. В этом случае кроме обычных выражений для теплового потока и напряжения трения в правой части уравнений Навье-Стокса или уравнений пограничного слоя добавляются члены более высокого порядка (нелинейные комбинации производных скоростей по координатам). Отношение этих дополнительных членов к основным, соответствующим линейным законам, имеет как раз порядок величины  $M_{\infty}^2/Re_{\infty}$  или квадрата отношения l/d длины свободного пробега l к толщине пограничного слоя d.

Для расчетов в области скольжения пользуются приближенным приемом, заключающимся в использовании уравнений континуума и учете явлений скольжения в граничных условиях. Явления скольжения могут быть аналитически выражены следующими соотношениями. Для скорости:

$$u_{y=0} - u_c = l(\frac{\partial u}{\partial y})_{y=l}$$

Здесь  $u_{y=0}$  – скорость газа у стенки,  $u_c$  – ско-



Рис. 3. Изменение числа Рейнольдса в зависимости от высоты h



— — М, пуск PH с ГО диаметром 3,7 м — — М, пуск PH с ГО диаметром 4,11 м

Рис. 4. Изменение числа Маха в зависимости от высоты h



Рис. 5. Изменение числа Маха в зависимости от числа Рейнольдса

рость движения стенки, *l* – средняя длина свободного пробега молекул.

Аналогично для скачка температуры:

$$T_{y=0} - T_c = 1,996 \frac{2-s}{s} \frac{k}{k+1} \frac{ll}{mc_p} (\frac{\partial T}{\partial y})_{y=l}.$$

Здесь s – коэффициент аккомодации, введенный Кнудсеном и выражающий доли той части молекул, которые после соприкосновения с поверхностью при ремиссии их приобретают среднюю энергию, приспособленную к энергии молекул, имеющих температуру поверхности тела, k – показатель адиабаты, 1 - коэффициент теплопроводности,  $T_{y=0}$  – температура газа у стенки и  $T_c$  – температура стенки [2].

3. Следует отметить, что на больших высотах (примерно 120 – 130 км и выше) наблюдается область свободно-молекулярного течения. В этом случае длина свободного пробега молекул значительно больше характерного линейного размера тела и при расче-

#### References

1. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow: Gosstandart, 1981 – 180 pp.

те обтекания можно пользоваться методами кинетической теории газов.

В заключение можно сказать, что определение основных характеристик пространственного пограничного слоя с учетом течения со скольжением представляет некоторые трудности. Кроме того, повышенные требования к параметрам тепловых режимов и температурных полей на отдельных элементах конструкции головных обтекателей ракетносителей сопряжены с необходимостью усовершенствования расчетных методик пространственного пограничного слоя, уточнения параметров отрывных зон и критериев перехода ламинарного режима обтекания к турбулентному.

## Библиографический список

1. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. - М.: Госстандарт, 1981. -180 с.

2. Аржаников Н. С., Садекова Г. С. Аэродинамика больших скоростей. - М.: «Высшая школа», 1965 – 560 с.

2. Arzhanikov N. S., Sadekova G. S. Aerodynamics of high velocities. – Moscow: "Vysshaya shkola", 1965 – 560 pp.

# DETERMINING FLOW REGIMES AROUND ROCKET BOOSTERS ON A PART OF THE LAUNCH ORBIT

© 2009 A. N. Kharitonova

Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress"

Two actual launch paths are chosen as an example to consider the main regimes of flow around rocket boosters with oversized head caps, special attention being paid to regimes of high-altitude flying. Reynolds and Mach numbers varying with altitude are calculated on the basis of parameters of these paths (time, velocity and altitude). Then, taking into account the Tsyan diagram showing the separation into the principal flow areas, flow regimes of carrier rockets are determined, in particular, the transition from the standard gas dynamics area to the slip flow area.

Atmosphere, head cap, carrier rocket, path, flow regimes.

# Информация об авторе

**Харитонова Анна Николаевна**, ведущий инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», e-mail: <u>annqwer@mail.ru</u>. Область научных интересов: механика жид-кости и газа, исследования в области пространственного пограничного слоя.

Kharitonova Anna Nicolayevna, leading design engineer, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>annqwer@mail.ru</u>. Area of research: fluid mechanics, studies in the area of spatial boundary layer.

### УДК 629.78

# АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК НАГРУЖЕНИЯ БЛОКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «СОЮЗ-СТ» В МЕСТАХ ИХ ОПИРАНИЯ ПРИ МОРСКОЙ ТРАНСПОРТИРОВКЕ

## © 2009 С. В. Широков

#### ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

Описывается морская транспортировка блоков PH. Предлагается математическая модель, описывающая зависимость нагрузок на блоках PH в местах опирания от вертикальных перемещений судна, приводятся основные характеристики морского волнения и определяются закономерности, описывающие вертикальные перемещения точки судна при морском волнении как случайный процесс.

Ракеты-носители, транспортировка, жесткость, податливость, морское волнение, перегрузка, спектральная плотность, дисперсия.

В настоящее время российской и европейской сторонами проводятся работы по созданию в Гвианском космическом центре комплекса системы запуска ракеты-носителя «Союз-СТ» с различными полезными нагрузками. Ракета включает в себя блок III ступени и блок I-II ступеней («пакет»), который в свою очередь состоит из центрального блока (блок «А») и четырёх боковых блоков (блоки «Б», «В», «Г», «Д»). Конструктивно центральный блок разделяется на два подблока («А1» и «А2»).

Доставку РН «Союз-СТ» в Гвианский космический центр планируется осуществлять поблочно в контейнерах с применением железнодорожного, морского и автомобильного транспорта.

Транспортирование блоков ракеты-носителя типа «Союз» с завода-изготовителя на космодромы до настоящего времени осуществлялось исключительно железнодорожным транспортом. Создание ракеты-носителя также осуществлялось с учетом обеспечения заданных прочностных характеристик при таком способе транспортирования.

Транспортирование блоков морским и автомобильным транспортом планируется осуществлять впервые, при этом продолжительность транспортирования морским транспортом будет составлять около 14 суток, транспортирование автомобильным транспортом – порядка нескольких часов.

Введение продолжительной морской транспортировки для блоков ракеты-носите-

ля вызывает необходимость проведения дополнительных исследований в части возможности сохранения ими заданных прочностных характеристик. Для выполнения этой задачи требуется определение и формирование данных по воздействиям, которые блоки ракеты-носителя воспринимают в местах их опирания со стороны стапелей и кронштейнов крепления в транспортировочных контейнерах при перевозке морем.

Вышеуказанные воздействия на блоки ракеты-носителя при морском транспортировании возникают от различных факторов. В первую очередь, от морского волнения, то есть качки судна, ветрового воздействия, ударов волн и т.д. Во вторую очередь, на блоки могут воздействовать также нагрузки, вызываемые колебаниями судна от работы двигателя корабля и т.д. Перечисленные выше факторы имеют случайный характер, что в свою очередь требует рассмотрения данного вопроса с точки зрения теории случайных процессов.

Транспортирование блоков PH осуществляется в специальных контейнерах, которые сначала устанавливают на ж/д платформы и перевозят до морского порта в Санкт-Петербурге. Далее контейнеры с блоками PH устанавливают на специальные передвижные платформы на колесном ходу, которые, в свою очередь, при выставлении их в определенное место на борту судна поддомкрачиваются и закрепляются растяжками. После чего осуществляется морская транспортировка в порт во Французской Гвиане, где по прибытию контейнеры перекладываются и доставляются на технический комплекс автомобильным транспортом.

Установка и закрепление изделия в транспортировочных контейнерах производится на двух (неподвижной и подвижной) опорах, представляющих ферменные конструкции, устанавливаемые на основание контейнера.

Неподвижная опора воспринимает нагрузки по осям X, Y, Z. Подвижная опора воспринимает нагрузки по осям Y, Z и обеспечивает температурные перемещения изделия по оси X. Удлинение (укорочение) изделия при перепаде температур во время транспортировки составляет до 15 мм.

Для контейнера принимается прямоугольная система координат. Ось X расположена в горизонтальной плоскости и совпадает с направлением движения при транспортировании, ось Y направлена по вертикали вверх, ось Z перпендикулярна осям X, Y и образует с ними правую систему координат.

В основании корпуса контейнера предусмотрены места (пластины) для установки и крепления опор изделия. Типовые схемы установки и зоны опор блоков изделия в корпусах контейнеров приведены на рисунках 1, 2.

Для формирования математической модели системы крепления блоков воспользуемся упрощенной схемой «платформа-контейнер-изделие», представленной на рисунке 3.

Представленные на схеме элементы: платформу, основание контейнера с опорами – можно изобразить в виде технологической системы, каждый из элементов которой представлен сосредоточенными упругими звеньями – пружинами и демпферами [1].

Рассмотрим данную систему с точки зрения вертикальных колебаний.

С позиции теории управления каждый элемент системы можно представить в виде звена, в котором за входную величину принимается нагрузка  $P_y$ , а за выходную – перемещение  $g_y$ [2]. Структурная схема эквивалентной упругой системы представлена на рисунке 4.

Для определения характеристик свойств технологической системы и ее эле-



Рис. 1. Типовая схема опирания для блоков «А» и III ступени



Рис. 2. Типовая схема опирания для блоков «Б», «В», «Г», «Д»



Рис. 3. Упрощенная схема «платформа-контейнер-изделие»

)

ментов по координате У введем понятие жесткости и податливости по этой координате.

$$J_{y} = \frac{P_{y}}{g_{y}} - \text{жесткость системы;}$$
(1)

$$h_y = \frac{g_y}{P_y}$$
 - податливость системы. (2)

При рассмотрении динамических характеристик данной технологической системы свойства каждого отдельного элемента в переходных режимах могут быть описаны передаточной функцией колебательных звеньев [3]:

$$H_{i}(p) = \frac{Dg_{i}(p)}{DP_{i}(p)} = \frac{h_{i}}{T_{i}^{2}p^{2} + 2e_{i}T_{i}p + 1},$$
 (3)

где *h<sub>i</sub>* - податливость (коэффициент переда-

чи) *i*-го звена,  $T_i$ ,  $e_i$  – постоянная времени и коэффициент демпфирования *i*-го звена. Здесь силы  $P_i$ , действующие на отдельные элементы, и соответствующие перемещения  $g_i$  рассматриваются как векторные переменные.

Исходя из формулы (3), перемещение точек С и В можно определить как величину упругой деформации для 1-го звена по формуле

$$Dg_1(p) = H_1(p)P_1(p).$$
 (4)

В свою очередь для звена 1 силу *P*<sub>1</sub> можно определить как функцию от вертикального ускорения точки А в виде произведения вертикального ускорения, с которым движет-



Рис. 4. Структурная схема эквивалентной упругой системы

ся точка А на сумму масс платформы с контейнером, блока изделия и опор контейнера (звенья 2 и 3):

$$P_1 = \left(m_2 + m_3 + m_{\dot{a}\ddot{e}}\right) \mathcal{Z}_A, \tag{5}$$

где  $m_2$ ,  $m_3$  - массы 2-го и 3-го звена,  $m_{\dot{a}\ddot{e}}$  – масса блока,  $\mathbf{Z}_{A}$  - ускорение вертикального перемещения точки А.

С помощью формул (4) и (5) можно определить перемещение точек С и В в виде функции от ускорения вертикального перемещения точки А:

$$\boldsymbol{D}\boldsymbol{g}_{1}\left(\boldsymbol{p}\right) = F\left(\boldsymbol{\mathcal{Z}}_{A}\right). \tag{6}$$

Аналогично перемещения точек D и E для звеньев 2 и 3 можно записать как функции от ускорений вертикального перемещения точек B и C, при этом определение ускорения в данных точках необходимо осуществлять с учетом деформации 1-го звена.

Для исследования с помощью полученных передаточных функций величин перегрузок, возникающих в опорах изделия, необходимо определить ускорение вертикальных перемещений в точке А, которое, в свою очередь, определяется интенсивностью морского волнения.

Для определения вертикального ускорения перемещения точки A (рис. 4) рассмотрим основные параметры морского волнения и его влияния на колебание судна [4].

Волнение представляет собой процесс колебания морской поверхности.

Основными для рассматриваемой задачи характеристиками морского волнения являются:

 волновая ордината *r* – вертикальное расстояние от любой точки профиля волны до линии невозмущенного уровня моря (рис. 5);

 угол ветрового склона *а* – угол между касательной к профилю волны и горизонтальной плоскостью.

Нерегулярность и определенная хаотичность взволнованной поверхности моря дают основание рассматривать ее как случайное поле. В данном случае волновую ординату в точке пространства считают случайным стационарным процессом. Для частотной характеристики плоского нерегулярного волнения как случайного стационарного процесса используем функцию спектральной плотности волновых ординат  $S_r(w)$  (энергетический спектр), представляющую распределение энергии волнения по различным частотам. Эту функцию также называют волновым спектром.

Для определения закономерности, описывающей параметры вертикального перемещения точки корпуса на встречном волнении, используем схему, представленную на рисунке 6.



Рис. 5. Профиль морской волны



Рис. 6. Схема вертикального перемещения точки судна: **Z** - вертикальное перемещение судна; **У** - угол наклона судна от килевой качки; z - вертикальное перемещение точки **A** 

Абсолютное вертикальное перемещение точек в шпангоутном сечении *X*, как следует из рисунка 6, равно

z = xy - z.

Рассмотрим случай, когда контейнер с объектом находится в центре тяжести корабля, т. е. на него оказывает влияние только вертикальная качка. В соответствии с [5] упрощенное уравнение вертикальной качки можно записать:

$$\frac{D}{g} \mathbf{z} + gSz = geSr_0 \cos st.$$
<sup>(7)</sup>

При решении этого уравнения получаем

$$Z = \frac{r_0}{1 - x^2} \left( \sin s t - x \sin n_z t \right);$$
(8)

здесь  $r_0$  – полувысота действующих волн, *s* – частота волн,

$$x = \frac{S}{n_z},$$

$$n_z = \frac{Sg}{V_o}$$
, где S – площадь ватерлинии,  $V_o$  –

объем корабля по грузовую ватерлинию.

Возьмем вторую производную от уравнения (8) и получим уравнение вертикального ускорения точки судна

$$\mathbf{z} = \frac{r_o}{1 - x^2} \left( -\mathbf{s}^2 \sin \mathbf{s} t - x n_z^2 \sin n_z t \right).$$
(9)

Рассмотрим уравнение (9) для следующих условий:

$$r_0 = 2$$
 м,  $s = 0,5$  Гц,  $S = 2000$  м<sup>2</sup>  
 $V_0 = 40000$  м<sup>3</sup>.

Оно примет вид

$$\mathscr{B} = 4,08(0,35sin0,7t - 0,49sin0,7t) = -$$
  
0,57Sin0,7t. (10)

Определим передаточные функции колебательных звеньев 1 и 2 на рис. 4, для чего в формуле (3) примем:

$$e_1 = 0,7, e_2 = 0,9, T_1 = 0,05, T_2 = 0,067,$$
  
 $h_1 = 3 \cdot 10^{-6} \text{ м/H}, h_2 = 5 \cdot 10^{-7} \text{ м/H},$   
 $m_{ab} = 6000 \text{ кг}, m_2 + m_3 = 4000 \text{ кг}.$ 

Подставив представленные выше величины и выражение (10) поочередно в формулы (5) и (4), получим уравнение вертикального перемещения точки С относительно точки А:

$$g_{\tilde{N}} = -1,68 \times 10^{-3} \sin 0,7t . \tag{11}$$

Взяв вторую производную, получаем уравнение ускорения перемещения точки С относительно точки А:

$$\mathbf{g} = 0,82 \times 10^{-3} \sin 0,7t.$$
 (12)

Аналогично получаем уравнение ускорения перемещения точки Е относительно точки С:

$$\mathcal{B}_{c} = -3,18 \times 10^{-5} \sin 0,7t \,. \tag{13}$$

В формулах (10), (12), (13) максимальные величины будут при sin 0,7*t* = 1:

$$\mathbf{\hat{K}}_{max} = -5,7 \cdot 10^{-1} \text{ M/c}^{2};$$
$$\mathbf{\hat{K}}_{max} = 0,82 \cdot 10^{-3} \text{ M/c}^{2};$$
$$\mathbf{\hat{K}}_{max} = -3,18 \cdot 10^{-5} \text{ M/c}^{2}.$$

Из полученных значений видно, что для заданных в данном конкретном случае параметров звеньев их влияние не значительно и основной величиной, определяющей перегрузку в местах опирания объекта, будет ускорение, вызванное вертикальной качкой корабля.

Аналогично приведенному выше могут быть найдены параметры движения для других способов перемещения объектов морским транспортом и проведена их последующая оптимизация.

Кроме того, в дальнейшем можно определить связь между *z* и волновой ординатой *r* в комплексно-частотной области. Зависимость между изображениями *z* и *r* можно представить схемой, включающей два параллельно соединенных звена [6] (рис. 7).

Из представленной на рисунке 7 схемы следует, что связывающая z(iw) и r(iw) передаточная функция  $W_{z}(iw)$  равна

$$W_{z}(iw) = xW_{y}(iw) - W_{z}(iw).$$
<sup>(14)</sup>

Здесь  $W_V(iw)$  и  $W_Z(iw)$  – известные пе-

редаточные функции между y, z и волновой ординатой r. По компонентам записи  $W_z(iw)$  в алгебраической форме определяется амплитудно-частотная характеристика  $A_z(w)$ :

$$A_{z}(w) = |W_{z}(iw)| = \sqrt{W_{zRe}^{2} + W_{zIm}^{2}}$$
 (15)

Так как судно считается линейной системой, то z(t) – это нормальный стационарный процесс. Его спектральная плотность

$$S_z(w_e) = A_z^2(w_e) S_r(w_e)$$
. (16)

Дисперсия  $s_z^2$  перемещений *z* равняется нулевому спектральному моменту

$$\boldsymbol{S}_{z}^{2} = \int_{0}^{\infty} S_{z}(\boldsymbol{W}_{e}) d\boldsymbol{W}_{e} .$$
(17)

Дисперсии скорости **&** и **&** ускорения могут быть найдены по формулам

$$\mathbf{s}_{\mathbf{g}}^{2} = \int_{0}^{\infty} \mathbf{w}_{e}^{2} S_{z} \left( \mathbf{w}_{e} \right) d\mathbf{w}_{e} , \qquad (18)$$



Рис. 7. Зависимость изображений z и r

$$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{w}}^{2} = \int_{0}^{\infty} \boldsymbol{W}_{e}^{4} \boldsymbol{S}_{z} \left( \boldsymbol{W}_{e} \right) d\boldsymbol{W}_{e} \,. \tag{19}$$

Аналогично представленным выше можно получить выражения, описывающие колебания судна от бортовой качки.

Полученные выше математические выражения позволяют провести исследование зависимости величин перегрузок, возникающих в местах опирания блоков изделия, от интенсивности морского волнения, то есть от величин бортовой, килевой и вертикальной качки как от функций случайного процесса, и осуществить формирование методов оптимизации способов гашения возникающих воздействий на блоки PH.

#### Библиографический список

1. Райбман, Н. С. Построение моделей процесса производства./Н. С. Райбман,

## References

1. Raibman, N. S. Building models of production process /N. S. Raibman, V. M. Tchadeyev. – Moscow: Energiya, 1975 – 376 pp.

2. Kuropatkin, P. V. Theory of automatic control. / P. V. Kuropatkin – Moscow: Vysshaya shkola, 1973 – 528 pp.

3. Abakumov, A. M. Identification of mechanical treatment processes on metal-cutting machine-tools / Teaching aid / A. M. Abakumov, V. P. Kurgan, V. N. Mikhelkevitch. – Samara Polytechnical Institute, 1991. – 118 pp. В. М. Чадеев. - М.: Энергия, 1975. - 376 с.

2. Куропаткин, П. В. Теория автоматического управления./П. В. Куропаткин. - М.: Высш. школа, 1973. - 528 с.

3. Абакумов, А. М. Идентификация технологических процессов механической обработки на металлорежущих станках / Учебное пособие./А. М. Абакумов, В. П. Курган, В. Н. Михелькевич. – Самара: Самар. политехн. ин-т, 1991. - 118 с.

4. Ремез, Ю. В. Качка корабля./Ю. В. Ремез. - Л.: Судостроение, 1983. - 328 с.

5. Семёнов-Тян-Шанский, В. В. Качка корабля./В. В. Семёнов-Тян-Шанский, С. Н. Благовещенский, А. Н. Холодилин. - Л.: Судостроение, 1969. - 400 с.

6. Вагущенко, Л. Л. Бортовые автоматизированные системы контроля мореходности./Л. Л. Вагущенко, А. Л. Вагущенко, С. И. Заичко. – Одесса: Фенікс, 2005. - 274 с.

4. Remez, Yu. V. Ship rolling and pitching / Yu. V. Remez. – Leningrad: Sudostroyeniye, 1983 – 328 pp.

5. Semyonov-Tyan-Shansky, V. V. Ship rolling and pitching / V. V. Semyonov-Tyan-Shansky, S. N. Blagoveshchensky, A. N. Kholodilin. – Leningrad: Sudostroyeniye, 1969 – 400 pp.

6. Vagushchenko, L. L. Shipborne automatic systems of seaworthiness control / L. L. Vagushchenko, A. L. Vagushchenko, S. I. Zaitchko. – Odessa: Fenix, 2005 – 274 pp.

# ANALYSIS OF LOADING CHARACTERISTICS OF "SOYUZ-ST" CARRIER ROCKET MODULES IN PLACES OF THEIR SUPPORT DURING SEA TRANSPORTATION

## © 2009 S. V. Shirokov

# Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress"

The paper describes sea transportation of carrier rocket modules. A mathematical model is proposed which describes the dependence of loads in places of carrier rocket module support on vertical shifts of the vessel. The main characteristics of sea choppiness are given, regularities describing vertical shifts of a point of the vessel during sea choppiness are defined as a random process.

Carrier rockets, transportation, rigidity, sea choppiness, overloading, spectral density, dispersion.

# Информация об авторе

Широков Сергей Витальевич, начальник отдела, ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>csdb@samtel.ru</u>. Область научных интересов: автоматизированное управление технологическими процессами и производствами.

**Shirokov Sergey Vitalyevitch**, head of department, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", e-mail: <u>csdb@samtel.ru</u>. Area of research: automatic control of technological processes and productions.

УДК 621.453 + 533.6

# АПРОБАЦИЯ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ ВЯЗКОСТИ НА ТЕЧЕНИЕ В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ В ПРИБЛИЖЕНИИ ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

# © 2009 С. А. Шустов

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Излагаются результаты апробации разработанной в [1] численной модели учета влияния вязкости на течение в соплах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) в приближении ламинарного пограничного слоя со скольжением путем сравнения результатов расчетов по этой модели как с экспериментальными результатами, так и с результатами расчета по модели более высокого уровня (укороченных уравнений Навье-Стокса в приближении узкого канала).

Сопло Лаваля, число Рейнольдса, эксперимент, численный расчет, профиль безразмерной плотности, профиль числа Маха, коэффициент расхода, коэффициент потерь удельного импульса сопла.

## Условные обозначения:

*a*<sub>\*</sub> – скорость в минимальном сечении сопла; g – показатель адиабаты;  $d^*$  – толщина вытеснения;  $e = r / r_0$  – безразмерная плотность ( $r_0$  – плотность на входе в сопло); F – площадь;  $\overline{F}_a = F_a / F_*$  – геометрическая степень расширения сопла;  $h_0$  – полная энтальпия; М – число Маха; **m**<sub>c</sub> – коэффициент расхода;  $h_0$  – коэффициент динамической вязкости;  $\pi = p_{cm} / p_o$  – безразмерное давление на стенке (где  $p_{cm}$  – давление на стенке,  $p_{o}$  – давление на входе в сопло);  $r_*$  – радиус минимального сечения сопла;  $\overline{R}_* = R_* / r_*$ , где  $R_* - R_* / r_*$ радиус кривизны стенки сопла в продольном направлении для минимального сечения; q<sub>2</sub> – угол наклона к оси стенки сверхзвуковой части сопла; *j* <sub>с</sub> – коэффициент полноты удельного импульса сопла; *ј* <sub>к</sub>, – коэффициент полноты тягового комплекса сопла;  $\overline{x} = x / r_*$  – безразмерная продольная координата.

Апробация разработанной автором численной модели учета влияния вязкости на течение в соплах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) в приближении ламинарного пограничного слоя со скольжением [1] осуществлялась путем сравнения результатов расчетов по этой методике как с данными экспериментов для сопел с конической сверхзвуковой частью, так и с результатами расчетов по модели более высокого уровня на основе укороченных уравнений Навье–Стокса.

На рис. 1-5 показаны результаты апробации применительно к влиянию вязкости на локальные параметры течения газообразного рабочего тела в соплах РДМТ.

На рис. 1 представлены результаты эксперимента, проведенного автором в научноисследовательском центре космической энергетики (НИЦ КЭ) КуАИ-СГАУ и имевшего целью определение безразмерного статического давления на стенке сопла ( $\Theta_2 = 15^\circ$ , g = 1,4) при числах Рейнольдса  $\text{Re}_2 = 2 \cdot 10^4$  и  $\text{Re}_2 = 2 \cdot 10^5$ . На рис. 2 показаны результаты эксперимента по определению безразмерного статического давления на стенке сопла, полученные Розе с помощью электронного пучка [2], а на рис. 3 – результаты Г. А. Евсеева для экспериментального определения числа Маха на оси сопла ( $\Theta_2 = 21.7^\circ$ , g = 1,4) [3].

На этих же рисунках показаны результаты расчетов в приближении пограничного слоя с использованием разработанной автором численной методики [1], а также результаты расчетов Рэя [4] и О. И. Фирсова [5] в приближении узкого канала.



Рис. 1. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для безразмерного давления на стенке сопла в диапазоне чисел Рейнольдса  $1,2\cdot10^4 < Re_2 < 1,2\cdot10^5$  $\Delta$ , о – эксперимент автора (g = 1,4):  $\Theta_2 = 15^{\circ}$ , о –  $Re_2 = 1,2\cdot10^5$ ,  $\Delta$  -  $Re_2 = 1,2\cdot10^4$ 1 - расчет в одномерном невязком приближении;

- 2, 3 расчет автора в приближении пограничного слоя:
- $2 Re_2 = 1,2 \cdot 10^5, \Theta_2 = 15^0, 3 Re_2 = 1,2 \cdot 10^4, \Theta_2 = 15^0$ 4, 5 расчет в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5]:
  - $4 Re_2 = 1,2 \cdot 10^5, \Theta_2 = 15^0, 5 Re_2 = 1,2 \cdot 10^4, \Theta_2 = 15^0$



Рис. 2. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для безразмерного давления на стенке сопла при Re<sub>3</sub>=690: 1 – эксперимент Розе [2] (g = 1,4°,  $\Theta_2$ =20°), 2 – расчет в одномерном невязком приближении, 3 – расчет автора в приближении пограничного слоя, 4 – расчет Рея [4] в приближении узкого канала



Рис. 3. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов по определению числа Маха на оси сопла при Re<sub>3</sub> = 1230: о – эксперимент Г. А. Евсеева [3] (Re<sub>3</sub>=1230,  $\Theta_2$  = 21,70, g =1,4);

1 – расчет в одномерном невязком приближении; 2 – расчет автора в приближении пограничного слоя, 3 – расчет в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5]

На рис. 1-3, а также при последующем изложении под числом Рейнольдса Re<sub>2</sub> подразумевается следующая его форма:

$$\operatorname{Re}_{2} = \frac{\boldsymbol{r}_{0} \cdot \boldsymbol{a}_{*} \cdot 2 \cdot \boldsymbol{r}_{*}}{\boldsymbol{h}_{0}},\tag{1}$$

а число Рейнольдса Re<sub>3</sub> определяется выражением

$$\operatorname{Re}_{3} = \frac{\boldsymbol{r}_{0} \cdot \sqrt{2h_{0}} \cdot \boldsymbol{r}_{*}}{h_{0}}.$$
(2)

Это обусловлено тем, что оба вида числа Рейнольдса широко используются как в отечественной, так и зарубежной литературе.

Как показывают зависимости на рис. 1 и 2, по мере уменьшения числа Рейнольдса статическое давление в невязком ядре может увеличиваться в несколько раз по сравнению с его значениями в одномерном невязком приближении, что связано с обратным влиянием пограничного слоя на течение в невязком ядре. Результаты, представленные на рис. 3, показывают, что вязкость оказывает существенное влияние на характер изменения числа Маха на оси сопла (в сторону уменьшения по сравнению с невязким приближением из-за обратного влияния пограничного слоя на течение в невязком ядре).

Сравнение результатов расчета на рис. 1-3 в приближении пограничного слоя как с результатами эксперимента, так и с расчетом в приближении узкого канала показывает их удовлетворительное согласование.

Результаты экспериментального исследования влияния вязкости на поперечные профили безразмерной плотности e(r) [2] и числа Маха М(r) [3] для различных сечений сверхзвуковой части сопла в диапазоне чисел Рейнольдса Re<sub>3</sub> от 690 до 1230 показаны на рис. 4, 5.

Характерное влияние вязкости на поперечный профиль  $\varepsilon(r)$  проявляется в существенной зависимости безразмерной плотности от радиуса из-за уменьшения безразмерной плотности на оси и увеличения на стенке (по сравнению с невязким одномерным расчетом). Как показано на рис. 4, при  $\overline{F}_a = 53$  и числе Рейнольдса Re<sub>3</sub> = 690 различие в значениях безразмерной плотности на оси и на стенке сопла достигает восьмикратной величины.



Рис. 4. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для поперечных профилей безразмерной плотности пограничного слоя при  $Re_3 = 690$  ( $g = 1, 4, \Theta_2 = 20^{0}$ )

• – эксперимент Розе [2] при  $\overline{F}_a = 9,2$  (  $\overline{x} = 6$ );

0 – эксперимент Розе [2] при  $\overline{F}_a = 53$  (  $\overline{\chi} = 17,7$ );

\_\_\_\_ – расчет в одномерном невязком приближении; \_\_\_\_\_ – расчет автора в приближении пограничного слоя:

1 – расчет при  $\overline{F}_a$  =9.2; 2– расчет при  $\overline{F}_a$  =53



Рис. 5. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов по определению поперечных профилей чисел Маха при  $Re_3 = 1230$  (g = 1,4,  $\Theta_2 = 21,7^{\circ}$ )

• – эксперимент Г. А. Евсеева [3],  $\overline{\chi}$  =11.1,  $\overline{F}_a$  =19; 0 – эксперимент [3],  $\overline{\chi}$  = 23,4,  $\overline{F}_a$  =86;

1, 2 – расчет автора в приближении пограничного слоя; 3, 4 – расчет в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5]
Зависимости на рис. 5 показывают существенное влияние вязкости на профиль числа Маха М (r) при течении рабочего тела в сверхзвуковой части сопла. Отметим также наличие существенной величины скольжения скорости, которая для условий течения на срезе сопла применительно к зависимостям на рис. 5 составляет около 150 м/с.

Приведенные на рис. 4, 5 результаты для поперечных профилей безразмерной плотности и числа Маха показывают удовлетворительное согласование результатов расчетов по разработанной численной методике учета влияния вязкости в приближении ламинарного пограничного слоя [1] как с экспериментальными данными, так и с результатами расчетов в приближении узкого канала.

На рис. 6-11 показаны результаты апробации применительно к влиянию вязкости на интегральные параметры течения рабочего тела в соплах РДМТ. К числу основных интегральных параметров потока применительно к течениям в соплах РДМТ относятся толщина вытеснения  $d^*$ , коэффициент расхода  $m_c$ , коэффициент потерь удельного импульса сопла  $j_c$  и коэффициент полноты тягового комплекса  $j_{\rm кр}$ .

На рис. 6 на примере сопла с конической сверхзвуковой частью ( $\Theta_2 = 21,7^\circ$ ,  $\gamma = 1,4$ ), исследованного экспериментально в [3], показаны расчетные зависимости  $d^{*}(x)$  для чисел Рейнольдса  $\operatorname{Re}_3 = 1,23 \cdot 10^3$  и  $\operatorname{Re}_3 = 1,23 \cdot 10^5$ , полученные в приближении пограничного слоя с использованием методики [1]. Отметим, что характерной особенностью зависимости  $d^*(x)$  в соплах РДМТ является наличие минимума этой зависимости в трансзвуковой части сопла, что объясняется наличием большого отрицательного продольного градиента давления в трансзвуковой части сопла. Зависимости, приведенные на рис. 6, показывают, что при Re<sub>3</sub>=1,23·10<sup>3</sup> пограничный слой занимает основную часть области течения вблизи среза сопла.

На том же рисунке приведены результаты работы [3] по экспериментальному определению величины  $d^*(x)$  при Re<sub>2</sub> = 1,23·10<sup>3</sup>, которые хорошо согласуются с расчетами по методике [1].

На рис. 7 приведены результаты расчета коэффициента расхода для сопел с различной формой трансзвуковой части в диапазоне чисел Рейнольдса Re<sub>2</sub> от 10<sup>2</sup> до 10<sup>5</sup> в приближении пограничного слоя по методике [1].



Рис. 6. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для зависимости толщины вытеснения по длине сопла при различных числах  $Re_3$  (g = 1,4,  $\Theta_2 = 21,7^0$ ) • – эксперимент Г. А. Евсеева [3] при  $Re_3 = 1,23\cdot10^3$ ,  $1 - расчет автора в приближении пограничного слоя при <math>Re_3 = 1,23\cdot10^3$ ,

2 – расчет автора в приближении пограничного слоя при  $Re_3 = 1,23 \cdot 10^5$ 



Рис. 7. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов длякоэффициента расхода **m**<sub>6</sub> в диапазоне чисел Re<sub>2</sub> om 10<sup>2</sup> до 10<sup>5</sup>

а)  $\overline{R}_* = 0,5$ ; • - эксперимент Розе [2]; расчет автора в приближении пограничного слоя:

1 – с учетом скольжения; 2 – без учета скольжения; 3- расчет в приближении узкого канала по методике О.И Фирсова [5];

 б) – R
 <sub>\*</sub> = 20; о – эксперимент Кулувы и Хосэка [6]; ⊕ – эксперимент автора; расчет автора в приближении пограничного слоя: 4 – с учетом скольжения; 5 – без учета скольжения; □ - расчет в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5];

 $\overline{R}_* = r_* / R_*$ , где  $r_*$  и  $R_*$  – соответственно радиусы минимального сечения и кривизны стенки сопла в продольном направлении для минимального сечения

Здесь же показано сравнение этих результатов как с результатами экспериментов Розе [2], Кулувы и Хосэка [6] и автора данной работы, так и с результатами расчета в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5].

Приведенные на этом рисунке результаты показывают весьма сильную зависимость коэффициента расхода от числа Рейнольдса и формы трансзвуковой части сопла, а также существенное влияние скольжения скорости на величину коэффициента расхода при  $\text{Re}_2 < 2 \cdot 10^3$ . Зависимости, приведенные на рис. 7, свидетельствуют о хорошем согласовании результатов расчета величины коэффициента расхода в приближении пограничного слоя [1] как с экспериментом, так и с расчетом в приближении узкого канала в широком диапазоне чисел Рейнольдса – от  $\text{Re}_2 = 10^2$  до  $\text{Re}_2 = 10^5$ .

На рис. 8-11 приведены результаты экспериментального определения влияния вязкости на потери удельного импульса и величину тягового комплекса для сопел РДМТ в диапазоне чисел Рейнольдса  $\text{Re}_2$  от 70 до  $10^5$ , полученные как автором работы в НИЦ КЭ СГАУ, так и в работах [7,8].

Эти результаты относятся к соплам РДМТ с конической сверхзвуковой частью при использовании в качестве рабочего тела либо осушенного воздуха с температурой на входе в сопло порядка 300 К (рис. 8), либо газообразных азота (рис. 9, 11) и водорода (рис. 10). Такие условия эксперимента обеспечивают наиболее надежное сравнение экспериментальных и расчетных результатов определения потерь из-за трения и рассеяния в широком диапазоне чисел Рейнольдса.

Результаты, приведенные на рис. 8-10, показывают, что потери удельного импульса



Рис. 8. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для потерь удельного импульса в диапазоне чисел Re, от 10<sup>3</sup> до 10<sup>5</sup>

- $\Delta$  эксперимент автора для конических сопел ( $q_2 = 10^0$ ; g = 1,4); 1 – расчет автора в приближении пограничного слоя;
- ⊕ расчет в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5]



Рис. 9. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для потерь

удельного импульса в диапазоне чисел  $Re_2$  от  $6\cdot 10^2$  до  $2\cdot 10^4$ 0 – эксперимент В. А. Бутенко и др. [7] для конических сопел ( $q_2 = 17^0$ ; g= 1,4); 1 – расчет автора в приближении пограничного слоя;

⊕ – расчет в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5]



Рис. 10. Сравнение экспериментальных и расчетных результатов для потерь удельного импульса в диапазоне чисел  $Re_2$  от  $5 \cdot 10^2$  до  $4 \cdot 10^3$  $\Delta$  – эксперимент работы [8] ( $\overline{F}_a = 100, \Theta_2 = 20^{\circ}, g = 1.4$ );

 1 – расчет автора в приближении пограничного слоя по методике [1] с использованием интегральных параметров; 2 – расчет автора в приближении пограничного слоя по методике [1] с использованием локальных параметров; 3 – расчет в приближении пограничного слоя по методике [9]; 4 – расчет авторов работы [8]; ⊕ – расчет в приближении узкого канала по методике [5]

в указанном диапазоне чисел Рейнольдса составляют от 2 % (для верхней границы диапазона) до 24 % (для нижней границы диапазона). На этих же рисунках приведены результаты расчетов потерь удельного импульса в приближении пограничного слоя с использованием методики [1], а также результаты расчетов в приближении узкого канала с использованием методики [5]. Результаты сравнения показывают, что расчет потерь удельного импульса в приближении пограничного слоя по методике [1] хорошо согласуется с экспериментом во всем диапазоне чисел Рейнольдса.

Результаты расчета в приближении узкого канала дают несколько завышенные потери удельного импульса при  $\text{Re}_2 < 10^4$ (рис. 9, 10). Так, при  $\text{Re}_2=10^3$  это различие составляет около 3,5 %. На рис. 10 приведены, кроме того, результаты расчета коэффициента полноты удельного импульса  $j_c$  авторов работы [8] (кривая 4), а также результаты расчета по методике [9] (кривая 3), не учитывающей обратное влияние пограничного слоя на течение в невязком ядре. Результаты этих расчетов дают значительное завышение коэффициента  $j_c$  и плохо согласуются с экспериментом.

На рис. 11 показаны результаты экспериментального определения коэффициента полноты тягового комплекса  $j_{\kappa p}$  в диапазоне чисел Рейнольдса  $\operatorname{Re}_2$  от  $5 \cdot 10^2$  до  $2 \cdot 10^4$ , полученные в [7]. Там же приведены результаты расчетного определения величины  $j_{\kappa p}$  в приближении пограничного слоя и узкого канала в соответствии с методиками [1] и [5].

Анализ этих результатов показывает, что уменьшение величины тягового комплекса из-за влияния вязкости в указанном диапазоне чисел Рейнольдса составляет от 8 % до 40 %, а результаты газодинамического расчета в приближении пограничного слоя удовлетворительно согласуются как с экспериментом, так и с расчетом в приближении узкого канала.

В целом результаты апробации, изложенные в данной работе, позволяют сделать вывод о приемлемой степени адекватности



Рис. 11. Сравнение результатов расчетного и экспериментального определения коэффициента полноты тягового комплекса сопла

1 – аппроксимация экспериментальных результатов [7];
 2 – результаты расчета автора в приближении пограничного слоя;
 ⊕ – результаты расчета в приближении узкого канала по методике О. И. Фирсова [5]

методики [1] для учета влияния вязкости при расчете как локальных, так и интегральных характеристик сопел РДМТ в диапазоне чи-

сел Рейнольдса  $\text{Re}_2$  от  $5 \cdot 10^2$  до  $10^5$ , что соответствует диапазону тяг РДМТ от  $10^{-3}$  Н до  $10^3$  Н.

#### Библиографический список

1. Шустов, С. А. Численная модель влияния вязкости на течение в соплах ракетных двигателей малой тяги в приближении ламинарного пограничного слоя со скольжением [Текст] / С. А. Шустов // В данном выпуске Вестника СГАУ.

2. Розе, Д. Исследование вязких потоков в сверхзвуковых соплах с помощью электронного пучка [Текст] / Д. Розе // Ракетная техника и космонавтика.– 1971. №5. – С. 43-51.

3. Евсеев, Г. А. Экспериментальное исследование течения разреженного газа [Текст] / Г. А. Евсеев // Изв. АН СССР, Механика. – 1965. № 3. – С. 165-172.

4. Рэй, Дж. Некоторые результаты численных расчетов вязких течений разреженного газа в приближении узкого канала [Текст] / Дж. Рэй // Ракетная техника и космонавтика. – 1971. №5. – С. 81-90.

5. Фирсов, О. И. Численное исследование течений газа в соплах при малых числах Рейнольдса [Текст] / О. И. Фирсов // ВИНИ-ТИ, № 2134-78, Деп.1978.

6. Кулува, Н. Коэффициент расхода сверхзвукового сопла при малых числах Рейнольдса [Текст] / Н. Кулува, Г. Хосэк // Ракетная техника и космонавтика. –1971. № 9. – С. 267-270.

7. Бутенко, В. А. Экспериментальное исследование характеристик малоразмерных сопел [Текст] / В. А. Бутенко, Ю. В. Рылов, В. П. Чиков // Изв. АН СССР, МЖГ. – 1976. № 6. – С. 137-146.

8. Марч, С. Характеристики сопел для двигателей малой тяги [Текст] / С. Марч [и др.] // Вопросы ракетной техники. – 1968. № 11. – С. 36-48.

9. Авдуевский, В. С. Расчет ламинарного пограничного слоя в сжимаемом газе при наличии теплообмена и произвольном распределении давления вдоль поверхности [Текст] / В. С. Авдуевский, Р. М. Копяткевич // Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение. – 1960. № 1. – С. 3-11.

## References

1. Shustov, S. A. Numerical model of viscosity impact on the flow in low-thrust rocket engine nozzles in the approximation of a laminar boundary layer with sliding / S. A. Shustov // In this issue of SSAU Vestnik (bulletin).

2. Roze, D. Analysis of viscous flows in supersonic nozzles with the help of an electronic beam / D. Roze // Rocket engineering and cosmonautics. – 1971. – No. 5. – pp. 43-51.

3. Yevseyev, G. A. Experimental analysis of rarefied gas flow / G. A. Yevseyev // Izvestiya of USSR Academy of Science, Mechanics. – 1965. – No. 3. – pp. 165-172.

4. Ray, J. Some results of numerical results of rarefied gas viscous flows in the approximation of a narrow channel / J. Ray // Rocket engineering and cosmonautics. – 1971. – No. 5. – pp. 81-90.

5. Firsov, O. I. Numerical analysis of gas flows in nozzles at low Reynolds numbers / O. I. Firsov // All-Russian Institute of Scientific and Technical Information, No. 2134-78, Dep. 1978.

6. Kuluva, N., Khosek, G. Consumption factor of supersonic nozzle at low Reynolds numbers / N. Kuluva, G. Khosek // Rocket engineering and cosmonautics. – 1971. –No. 9 – pp. 267-270.

7. Butenko, V. A. Experimental analysis of small-dimensioned nozzles characteristics / V. A. Butenko, Yu. V. Rylov, V. P. Tchikov // Izvestiya of USSR Academy of Science. – 1976. – No. 6. – pp. 137-146.

8. March, S. Characteristics of nozzles for low-thrust engines / S. March (et al) // Issues of rocket engineering. – 1968. – No. 11. – pp. 36-48.

9. Avduyevsky, V. S. Calculation of a laminar boundary layer in compressed gas with heat exchange and arbitrary distribution of pressure along the surface / V. S. Avduyevsky, R. M. Kopyatkevitch // Izvestiya of USSR Academy of Science, Mechanics and mechanical engineering. – 1960. – No. 1. – pp. 3-11.

# APPROBATION OF THE NUMERICAL MODEL OF ACCOUNT OF VISCOSITY IMPACT ON THE FLOW IN LOW-THRUST ROCKET ENGINE NOZZLES IN THE APPROXIMATION OF A LAMINAR BOUNDARY LAYER WITH SLIDING

## © 2009 S. A. Shustov

#### Samara State Aerospace University

The paper outlines the results of approbation of the numerical model developed in [1] of the account of viscosity impact on the flow in low-thrust rocket engine nozzles in the approximation of a laminar boundary layer with sliding by comparing the results of calculations according to the model both with the experimental results and with the results of calculations using a model of a higher level (shortened Navier-Stokes equations in the approximation of a narrow channel).

Laval nozzle, Reynolds number, experiment, numerical calculation, dimensionless density profile, Mach number profile, consumption factor, nozzle specific impulse loss factor.

## Информация об авторе

Шустов Станислав Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>Olga Kostrova@mail.ru</u>. Область научных интересов: термогазодинамика двигателей летательных аппаратов.

Shustov Stanislav Alexeyevitch, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>Olga Kostrova@mail.ru</u>. Area of research: thermogasodynamics of aircraft engines.

## УДК 621.453 + 533.6

## ЧИСЛЕННАЯ МОДЕЛЬ ВЛИЯНИЯ ВЯЗКОСТИ НА ТЕЧЕНИЕ В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ В ПРИБЛИЖЕНИИ ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ СКОРОСТИ

#### © 2009 С. А. Шустов

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Приводится описание численной модели влияния вязкости на течение в соплах ракетных двигателей малой тяги, разработанной в научно-исследовательском центре космической энергетики СГАУ. Излагаются принятые допущения используемой физической модели. Дается описание математической модели в виде уравнений в частных производных, выражающих законы сохранения массы, количества движения и энергии применительно к течению в ламинарном пограничном слое сопел ракетных двигателей малой тяги (PДМТ) с отрицательным продольным градиентом давления при граничных условиях скольжения скорости и скачка температуры на стенке сопла. Излагается разработанный алгоритм численного решения уравнений математической модели, обеспечивающий устойчивость и заданную точность расчета.

Сопло Лаваля, пограничный слой, скольжение скорости, толщина вытеснения, толщина потери импульса, интегральное уравнение импульсов, уравнение Фокнера-Скан, формпараметр, коэффициент расхода, потери из-за трения.

#### 1. Постановка задачи

В современных системах управления пространственным положением аэрокосмических летательных аппаратов (ЛА) различного назначения в условиях орбитальных и межпланетных полетов, а также при полетах в верхних слоях атмосферы планет основным видом исполнительных органов являются ракетные двигатели малой тяги (РДМТ) как на газообразном рабочем теле (ГРДМТ), так и на жидких компонентах топлива (ЖРДМТ). Тяга РДМТ находится в диапазоне от сотых долей ньютона до нескольких килоньютонов. Этому диапазону тяг соответствует диапазон чисел Рейнольдса, на 3-5 порядков более низкий, чем для сопел ракетных двигателей больших тяг, что приводит к существенно более значительному влиянию вязкости на энергетические, расходно-тяговые и габаритно-массовые характеристики.

В настоящей статье рассматривается возможность использования учета влияния вязкости на течение в соплах РДМТ в приближении ламинарного пограничного слоя со скольжением скорости. До настоящего времени остаются открытыми вопросы, связанные с границами применимости этого приближения по числу Рейнольдса как сверху, так и снизу.

Существование нижней границы связано как с возможностью использования допущения о разделении области течения на невязкое ядро и пограничный слой, так и с нарушением гипотезы о сплошности течения в соплах РДМТ при достаточно низких числах Рейнольдса. Известны попытки использования в области низких чисел Рейнольдса численных моделей учета вязкости в соплах Лаваля, основанных на использовании либо укороченных [1], либо полных [2] уравнений Навье-Стокса. Однако вследствие значительной вычислительной сложности практического использования эти модели не нашли. Верхняя граница применимости приближения ламинарного пограничного слоя по числу Рейнольдса связана с переходом от ламинарного к турбулентному характеру течения в пограничном слое сопел РДМТ. Проблемы, связанные с особенностями этого перехода в соплах РДМТ, рассматриваются в работе [3], где показано, что ламинарный характер течения в пограничном слое сохраняется в соплах ЖРДМТ вплоть до тяги 400 Н. Однако данные о характере течения в пограничном слое сопел ЖРДМТ с более высоким уровнем тяги весьма немногочисленны и имеют противоречивый характер.

В связи с этим до настоящего времени отсутствуют и апробированные расчетные методы учета влияния вязкости на течение в соплах РДМТ. Поэтому создание адекватной и удобной для практического использования методики учета влияния вязкости на течение в соплах РДМТ относится к разряду актуальных сложных научных проблем, имеющих важное практическое значение. В данной работе излагается решение этой проблемы на основе использования численной модели ламинарного пограничного слоя со скольжением скорости.

## 2. Используемая физикоматематическая модель

Используются следующие допущения, основанные на анализе имеющихся расчетно-теоретических и экспериментальных данных как отечественных, так и зарубежных авторов о влиянии вязкости на течение в соплах РДМТ:

- разделение области течения в соплах РДМТ на невязкое ядро и пограничный слой возможно вплоть до чисел Рейнольдса, соответствующих нижней границе диапазона тяг РДМТ; характер течения в пограничном слое по всей длине сопла РДМТ является ламинарным;

- процесс течения рабочего тела в РДМТ является стационарным, объемные силы отсутствуют;

- течение рабочего тела, как в пограничном слое, так и невязком ядре является

однофазным; изменение химического состава и конденсация рабочего тела отсутствует;

- рабочее тело является совершенным газом, число Прандтля равно единице;

 теплообмен между рабочим телом и стенкой сопла отсутствует (для сопел ГРДМТ возможность использования этого допущения очевидна; возможность использования этого допущения для сопел ЖРДМТ основана на анализе результатов работы [4]);

- влиянием поперечной кривизны на параметры пограничного слоя можно пренебречь (возможность использования такого допущения основана на результатах работы [5]).

При этих допущениях уравнения сжимаемого осесимметричного пограничного слоя с учетом продольного градиента давления в системе координат (s, n) показаны на рис. 1.

Эти уравнения имеют следующий вид [6]:

$$\frac{\partial(\mathbf{r}u)}{\partial s} + \frac{\partial(\mathbf{r}n)}{\partial n} + \frac{\mathbf{r}u}{\mathbf{r}_{w}}\frac{d\mathbf{r}_{w}}{ds} = 0; \qquad (1)$$

$$ru\frac{\partial u}{\partial s} + rn\frac{\partial u}{\partial n} = -\frac{dp_e}{ds} + \frac{\partial}{\partial n}(m\frac{\partial u}{\partial n}); \qquad (2)$$

$$ru\frac{\partial i_0}{\partial s} + rn\frac{\partial i_0}{\partial n} = \frac{\partial}{\partial n}(I\frac{\partial T_0}{\partial n}), \qquad (3)$$

где r – плотность; u, v – скорость соответственно в продольном и поперечном направ-



Рис. 1. Системы координат (s, n) и (r, z), используемые в уравнениях пограничного слоя на стенке сопла

лениях; i – энтальпия; T – температура; m – динамический коэффициент вязкости; l – коэффициент теплопроводности газа;  $r_w$  – радиус вращения образующей осесимметричного сопла; нижние индексы: о – значение параметра в заторможенном потоке; e – значение параметра на границе пограничного слоя; w – значение параметра на стенке.

Кроме уравнений (1), (2), (3) используется уравнение состояния совершенного газа,

условие  $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$  в пределах пограничного слоя, а также зависимости коэффициентов *m* и *l* от температуры в виде соответствующих

формул Сазерленда.

B [6] для системы уравнений (1), (2), (3) на стенке использовались граничные условия «прилипания», соответствующие сплошному течению (число Кнудсена  $Kn \rightarrow 0$ ), однако применительно к РДМТ этот вопрос требует дополнительного анализа. В связи с этим на рис. 2. показаны области течения в координатах  $M - \text{Re}_2$ , соответствующие различным значениям числа Кнудсена [7] (М – число Маха, Re<sub>2</sub> – число Рейнольдса, у которого в качестве характерных значений длины и скорости выбраны соответственно диаметр и скорость в минимальном сечении сопла). На том же рисунке показана область, соответствующая течениям в соплах РДМТ. В соответствии с рис. 2 для сопел РДМТ основной является область течения со скольжением, и

лишь верхнему диапазону тяг соответствует область сплошного течения. В связи с этим наиболее естественным для сопел РДМТ является выбор граничных условий со скольжением, при  $Kn \rightarrow 0$  переходящих в граничные условия, соответствующие сплошному характеру течения.

В связи с этим для продольной скорости граничные условия скольжения выбраны в виде [8]

$$u(s,0) = \frac{2 - a_u}{a_u} \frac{m}{p} \sqrt{\frac{p}{2} \frac{R_0 \cdot T_w}{m_r}} \cdot \left[\frac{\partial u}{\partial n}\right]_w, \qquad (4),$$

где  $a_u$  – коэффициент аккомодации скорости молекул для стенки,  $R_0$  – универсальная газовая постоянная,  $m_c$  – молекулярный вес.

Граничные условия для температуры на стенке зависят от рассматриваемой задачи. Для сопел РДМТ чаще всего заданной является температура стенки. В этом случае граничные условия на стенке принимают согласно [8] вид:

$$T(s,0) - T_{w}(s) = \frac{2 - a_{t}}{a_{t}} \cdot \frac{\mathbf{m}}{p} \cdot \frac{2g}{\Pr(g+1)} \sqrt{\frac{p}{2} \frac{R_{0} \cdot T_{w}}{\mathbf{m}_{r}}} \cdot \left[\frac{\partial T}{\partial n}\right]_{w}, \qquad (5)$$

где *a<sub>t</sub>* – коэффициент аккомодации температуры молекул для стенки, *g* – показатель изоэнтропы расширения, Pr – число Прандтля.



Рис. 2. Области течения, характерные для сопел РДМТ Области течения: I – свободномолекулярная (Kn > 10); II – переходная (10 > Kn > 0,1); III – со скольжением (0,1< Kn < 0,01), IV – сплошная (Kn < 0,01); P – тяга РДМТ

На внешней границе пограничного слоя используются обычные условия:

$$u(s,n_e) = U_e(s), \tag{6}$$

$$T(s,n_e) = T_e(s), \qquad (7)$$

где  $U_e(s)$ ,  $T_e(s)$  – соответственно продольная скорость и температура на внешней границе пограничного слоя. Параметры течения на внешней границе пограничного слоя определяются в процессе расчета этого течения в невязком ядре. Применительно к течениям в соплах РДМТ расчет течения в невязком ядре является самостоятельной весьма сложной задачей, особенно если это течение продуктов сгорания в соплах ЖРДМТ с профилированной сверхзвуковой частью сопла. Методика численного решения этой задачи излагается в [4].

Отметим, что с учетом принятых допущений уравнения (1) и (2) могут быть решены независимо от уравнения энергии, а решением уравнения энергии является следующая зависимость, связывающая профиль температуры в пограничном слое с профилем продольной скорости [9]:

$$\frac{T(n)}{T_e} = \frac{T_w}{T_e} - \frac{(T_e - T_w)}{T_e} \frac{u(n)}{u_e} + \sqrt{\Pr} \cdot \frac{g - 1}{2} M_e^2 \cdot \frac{u(n)}{u_e} \cdot (1 - \frac{u(n)}{u_e}).$$
(8)

Профиль продольной скорости в (8) должен быть получен из решения динамической системы уравнений (1), (2) с граничными условиями (4)-(7). Эта система уравнений может быть решена численно с использованием той или иной разностной схемы. Основные трудности такого решения связаны с необходимостью учета больших градиентов рассчитываемых параметров как в продольном, так и в поперечном направлениях, что вызывает необходимость уменьшения шага разностной сетки и связанный с этим рост требуемых вычислительных ресурсов. В связи с этим далее излагается интегральный метод расчета ламинарного пограничного слоя в осесимметричных соплах РДМТ с учетом сжимаемости и продольного отрицательного градиента давления.

## 3. Численный метод расчета, основанный на использовании однопараметрического интегрального подхода

Однопараметрический интегральный метод расчета ламинарного пограничного слоя был впервые предложен Т. Карманом и К. Польгаузеном, затем развит Н. Е. Кочиным и Л. Г. Лойцянским применительно к плоским течениям несжимаемой жидкости с продольным градиентом скорости и обобщен для осесимметричных течений сжимаемого газа с продольным градиентом давления в работах Ротта и Крабтри, Коэна и Решотко [7], В.С. Авдуевского и Р.М. Копяткевича [6]. В соответствии с этим методом, последовательно используя преобразования Дородницына-Стюартсона и Степанова-Манглера [6,7], от исходных уравнений (1), (2) приходим к системе уравнений

$$\frac{\partial U}{\partial V} + \frac{\partial V}{\partial h} = 0, \qquad (9)$$

$$U\frac{\partial U}{\partial V} + V\frac{\partial U}{\partial h} = U_e \frac{\partial U_e}{\partial V} + n \frac{\partial^2 U}{\partial h^2}, \qquad (10)$$

описывающих течение в плоском несжимаемом пограничном слое.

В уравнениях (9) и (10) z и h – координаты соответственно в продольном и поперечном направлении, U и V – продольная и поперечная скорости,  $U_e$  – скорость в невязком ядре, величина v в (10) и последующих выражениях соответствует кинематическому коэффициенту вязкости.

Для системы уравнений (9) и (10) можно записать интегральное уравнение импульсов

$$\frac{df_{\Delta}(V)}{dV} = \frac{U'_{e}}{U_{e}}F(f_{\Delta}) + \frac{U''_{e}}{U_{e}} \cdot f_{\Delta}(V), \qquad (11)$$

где 
$$f_{\Delta}(V) = \frac{U_e'(V) \cdot {\Delta^{**}}^2(V)}{n} -$$
формпараметр;

$$\begin{split} F(f_{\Delta}) &= 2(J(V) - (2 + H_{\Delta}(V) \cdot f_{\Delta})); \\ J(V) &= \left[\frac{\partial (U/U_e)}{\partial (h/\Delta^{**})}\right]_{h=0}; \ H_{\Delta}(V) = \Delta^*(V)/\Delta^{**}(V); \end{split}$$

 $\Delta^*(V)$  – толщина вытеснения,

 $\Delta^{**}(V)$  – толщина потери импульса.

Характер зависимостей  $F(f_{\Lambda})$  и

 $H(f_{\Delta})$ , а следовательно, и вид зависимостей  $f_{\Delta}(V)$ ,  $\Delta^{*}(V)$ ,  $\Delta^{**}(V)$  определяется в однопараметрическом методе выбором того или иного семейства скоростей в пограничном слое, зависящем от характера течения в невязком потоке. Вопрос о выборе конкретного семейства скоростей применительно к рассматриваемой задаче о расчете параметров ламинарного пограничного слоя в соплах РДМТ рассматривается в следующем разделе данной статьи. Там же рассматривается вопрос и о конкретном виде зависимостей  $F(f_{D})$  и  $H(f_{D})$ .

При линейном характере зависимости

$$F(f_p) = a - b \cdot f_p \tag{12}$$

уравнение (11) имеет, согласно [7], интеграл

$$f_{D}(\mathbf{x}) = \frac{aU'_{e}(V)}{U^{b}_{e}(V)r_{w}^{2}(V)} \int_{\mathbf{x}_{0}}^{\mathbf{x}} U_{e}^{b-1}(V)r_{w}^{2}(V)d\mathbf{x} + \left[\frac{U_{e}(\mathbf{x}_{0})}{U_{e}(V)}\right]^{b} \frac{U'_{e}(V) \cdot r_{w}(\mathbf{x}_{0})}{U_{e}'(\mathbf{x}_{0}) \cdot r_{w}^{2}(V)} f_{D}(\mathbf{x}_{0}).$$
(13)

Переходя в (13) к физическим переменным, получим

$$f_{D}(s) = -\frac{a[1/p_{e}(s)]^{\frac{7g-3}{2g}}}{r_{w}(s)^{2}M_{e}(s)^{b+1}}\frac{dp_{e}(s)}{ds} \cdot \frac{s}{s_{0}}M_{e}^{b-1}(s)p_{e}(s)^{\frac{7g-3}{2g}}r_{w}^{2}(s)ds + \frac{C(s)}{C(s_{0})}f_{D}(s_{0}),$$
(14)

где

$$C(s) = \left(\frac{1}{p_{e}(s)}\right)^{\frac{7g-3}{2g}} \left[M_{e}^{b}(s)r_{w}^{2}(s)\right]^{-1} \frac{dp_{e}(s)}{ds}.$$
(15)

В (14) и (15)  $M_e$  и  $p_e$  – число Маха и безразмерное давление на границе пограничного слоя с невязким ядром,  $p_e = p_e / p_{oc}$ , где  $p_e$  и  $p_{oc}$  – соответственно статическое давление на границе пограничного слоя с невязким ядром и давление на входе в сопло.

В (14) значению координаты  $(s_0)$  соответствует расстояние от начала цилиндрической части камеры сгорания до входа в сопло, а величина  $f_{\Delta}(s_0)$  определяется по формуле

$$f_D(s_0) = \frac{u'(s_0) \cdot D^{**2}(s_0)}{v} \,. \tag{16}$$

Толщина потери импульса на входе в сопло  $\Delta^{**}(s_0)$ , входящая в формулу (16), определяется зависимостями

$$\boldsymbol{D}^{**}(s_0) = \boldsymbol{D}^*(s_0) \cdot \boldsymbol{H}_{\boldsymbol{D}}(s_0), \qquad (17)$$

$$\boldsymbol{D}^{*}(s_{0}) = 1,72\sqrt{\frac{\nu \cdot s_{0}}{u(s_{0})}}.$$
(18)

При этом зависимость (18) определяет изменение толщины вытеснения для пограничного слоя при течении несжимаемой жидкости на цилиндрической поверхности с постоянным радиусом кривизны.

Распределение формпараметра f(s) по длине сопла с учетом сжимаемости может быть найдено по формуле

$$f(s) = t_e^{\frac{2g-3}{g-1}}(s) \cdot f_D(s), \qquad (19)$$

где  $t_e(s) = T_e(s)/T_{oc}$  - безразмерная температура,  $T_{oc}$  - температура рабочего тела на входе в сопло.

Известное распределение формпараметра f(s) позволяет определить толщину потери импульса по длине сопла

$$d^{**}(s) = \sqrt{f(s) \cdot v_w / (du_e / ds)}, \qquad (20)$$

а затем толщину вытеснения

$$d^{*}(s) = d^{**}(s) \cdot H(s).$$
(21)

В формуле (21) зависимость H(s) с учетом сжимаемости определяется через зависимость  $H_{\Delta}(s)$ :

$$H(s) = [(H_{D}(s)+1)/t_{e}(s)] - 1.$$
(22)

Использование зависимостей (14)-(22) позволяет при известных параметрах течения в невязком ядре определить интегральные параметры пограничного слоя по всей длине сопла, в том числе в минимальном сечении и на срезе. Это обеспечивает возможность учесть влияние вязкости на величину расхода сопла, а также определить величину потерь удельного импульса из-за трения.

Действительный расход через сопло определяется с помощью коэффициента расхода *m*:

$$n\mathbf{k} = n\mathbf{k}_{e_{\vec{n}}} \cdot \mathbf{m}_{c}, \qquad (23)$$

где 
$$\underline{m}_c = (1 - Dm_I)(1 - Dm_{\delta \delta}).$$
 (24)

Первый сомножитель в (24) определяет уменьшение расхода из-за криволинейности поверхности перехода через скорость звука в области минимального сечения сопла. При радиусной форме этой части сопла величина *Dm*<sub>1</sub> определяется с помощью зависимости

$$Dm_{I} = 0,01\overline{R}_{*}^{-1,41},$$
 (25)

аппроксимирующей, как показано в [10], результаты численных расчетов в диапазоне  $0,5 \le \overline{R}_* \le 10$  с погрешностью, не превышающей 0,1%; при  $\overline{R}_* > 10$  величина  $Dm_l$  принимается равной нулю. Величина  $\overline{R}_*$  равна отношению радиуса скругления трансзвуковой части сопла в продольном направлении к радиусу минимального сечения.

Второй сомножитель в (24) характеризует уменьшение расхода из-за влияния вязкости и для осесимметричного сопла определяется следующим образом:

$$Dm_{\dot{a}\,\dot{a}} = 2(d_*^* / r_*) \,.$$
 (26)

В соплах ракетных двигателей для определения потерь удельного импульса из-за трения используется следующая зависимость [10]:

$$X_{\dot{\sigma}\,\dot{\sigma}}(s) = \frac{2d^{**}(s)/r_{w}(s)}{1+1/(gM_{e}^{2}(s))}.$$
(27)

При этом в стандартном варианте этой зависимости для сопел маршевых ЖРД под зависимостью  $r_{i}(s)$  понимается радиус контура сопла, а  $M_{2}(s)$  – число Маха на стенке сопла в невязком приближении. Использование стандартного варианта зависимости (27) для расчета потерь из-за трения в соплах РДМТ приводит к значительной погрешности из-за нарастания пограничного слоя по длине сопла, что приводит к уменьшению эффективного сечения сопла и росту давления на стенке сопла из-за обратного влияния пограничного слоя на течение в невязком ядре. Для уменьшения этой погрешности необходимо использование модифицированного варианта зависимости (27), в котором под r\_(s) понимается радиус сопла, уменьшенный на толщину вытеснения  $d^*(s)$ , а под зависимостью  $M_{s}(s)$  – число Маха на стенке сопла, определенное с учетом обратного влияния пограничного слоя на течение в невязком ядре.

Для реализации изложенной методики применительно к расчету параметров ламинарного пограничного слоя по всей длине сопел РДМТ необходимо решить следующие, пока открытые, проблемы:

- установить возможность линеаризации функции  $F(f_D)$  и выявить вид зависимости  $H(f_D)$  во всем диапазоне значений параметра градиентности **b**, характерного для сопел РДМТ, в том числе для трансзвуковой части сопел РДМТ, в которой реализуются большие продольные отрицательные градиенты давления; - обеспечить учет влияния скольжения скорости на параметры течения в пограничном слое сопел РДМТ, а также возможность расчета не только интегральных, но и локальных параметров в пограничном слое для любого заданного сечения сопла РДМТ;

- учесть обратное влияние пограничного слоя на течение в невязком ядре для сверхзвуковой части сопла.

Решению этих проблем посвящен следующий раздел данной статьи.

## 4. Выбор автомодельного семейства скоростей в ламинарном пограничном слое РДМТ с учетом скольжения скорости на основе использования уравнения Фокнера-Скан

В качестве семейства скоростей в однопараметрическом методе расчета интегральных параметров ламинарного пограничного слоя сопел РДМТ выбрано автомодельное семейство скоростей для класса течений с изменением скорости в невязком ядре в соответствии с зависимостью

$$U_e = cV^m \,. \tag{28}$$

Для этого класса течений возможно уменьшение на единицу числа независимых переменных в уравнениях (9)...(10) за счет перехода к новой независимой переменной [7]:

$$x = \sqrt{\frac{m+1}{2} \frac{c}{v}} h V^{\frac{m-1}{2}} = h \sqrt{\frac{U'_{e}}{v_{0}b}},$$
 (29)

где *b*, называемый параметром градиентности, определяется выражением

$$b = 2m/(m+1)$$
. (30)

В результате этого преобразования вместо системы уравнений (9)-(10) в частных производных приходим к обыкновенному дифференциальному уравнению третьего порядка, названному по имени авторов, впервые получивших его, уравнением Фокнера-Скан:

$$\frac{d^{3}j(x)}{dx^{3}} + j(x)\frac{d^{2}j(x)}{dx^{2}} = b[(\frac{dj(x)}{dx})^{2} - 1] \quad (31)$$

с краевыми условиями скольжения скорости на стенке:

$$j(0) = 0, j'(0) = j_0, j'(x) \to 1$$
 при  $x \to \infty$ .  
(32)

Функция j(x) в уравнении (31) имеет смысл безразмерной функции тока, а ее производная j'(x) имеет смысл безразмерной продольной скорости в пограничном слое.

Анализ показывает, что применительно к рассматриваемой задаче возможность использования однопараметрического метода расчета параметров ламинарного пограничного слоя для сопел РДМТ в первую очередь связана с численным решением уравнения (31) с краевыми условиями (32) в широком диапазоне значений параметра градиентности  $0 < b \le 500$  при граничных условиях скольжения, соответствующих примерному диапазону параметра j'(0) от 0 до 0.4. В диапазоне значений  $0 > b \le 2.4$  уравнение (31) было впервые решено Хартри без учета граничных условий скольжения[7]. В [6] была показана необходимость решения уравнения Фокнера-Скан при значениях параметра градиентности b > 2 для расчета параметров пограничного слоя в трансзвуковой части сопел Лаваля, где реализуются максимальные отрицательные градиенты давления. Для этого в [6] использовалось приближенное решение уравнения Фокнера-Скан в виде

$$j'(x) = 3th^2(\sqrt{b/2}x + 1, 146) - 2.$$
 (33)

Так же, как и в решении Хартри, в [6] не рассматривались граничные условия скольжения.

В данной работе предлагается методика численного решения уравнения Фокнера-Скан для произвольных значений b > 0 с граничными условиями скольжения, включающего, как частный случай, и решение Хартри.

Используемая методика численного решения уравнения (31) заключается в том, что исходная краевая задача (31), (32) сводится к задаче Коши для системы дифференциальных уравнений первого порядка:

$$j'(x) = u(x),$$
 (34),

 $u'(\mathbf{X}) = v(\mathbf{X}), \tag{35}$ 

$$v'(\mathbf{x}) = \mathbf{b}[u^2(\mathbf{x}) - 1] - v(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{j}(\mathbf{x}).$$
 (36)

Начальные условия для функций j, u и v при x = 0 уточняются в процессе последовательного решения задачи Коши. В начальном приближении это следующие значения:

$$j(0) = 0, u(0) = 0, n(0) = 6 \cdot \sqrt{\frac{b}{2}} \cdot th(1.146).$$
  
(36)

Для определения начального приближения граничного условия v(0) использовалось приближенное решение (33), полученное в [6], из которого дифференцированием получаем выражение для v(0) в (36).

Бесконечный интервал изменения величины *х* заменяется конечным  $0 < \xi < \xi_W$  и разбивается на отрезки одинаковой длины с шагом  $h = x_w / N$ .

Задача Коши при данных граничных условиях решается численно методом Рунге-Кутта. После определения функций v(x), j(x), u(x), на интервале  $(0, x_w)$  производится уточнение граничного условия v(0):

$$\boldsymbol{n}^{(r+1)}(0) = \boldsymbol{n}^{(r)}(0) + \boldsymbol{d}\boldsymbol{v}^{(r+1)}, \qquad (37)$$

где r – номер итерации;  $dv^{(r+1)} = d^{(r)}/2$  – величина поправки.

Величина поправки  $dv^{(\tilde{a}+l)}$  может быть как положительной, так и отрицательной. Если выполняется условие  $u^{(\tilde{a})}(x_w) < 1$ , то поправка  $dv^{(\tilde{a}+l)}$  положительна. Если выполняется условие  $u^{(\tilde{a})}(x_w) > 1$ , то поправка  $dv^{(\tilde{a}+l)}$  отрицательна. Расчет прекращается при достижении заданной точности в соответствии с условием dv < e, где  $\varepsilon = 10^{-6}$ .

Для заданного сечения сопла решение уравнения Фокнера-Скан (31) с неизвестными заранее граничными условиями скольжения описывается ниже. По величине формпараметра  $f_{\Delta}$ , методика определения которого изложена выше в разделе 3, устанавливается величина параметра градиентности *b*, соответствующая заданному сечению сопла с продольной ординатой *s*:

$$b(s) = 3,763 - 271,4f_D(s) + 0,6980 \cdot 10^4 f_D^2(s) - -0,7294 \cdot 10^5 f_D^3(s) + 0,2811 \cdot 10^6 f_D^4(s).$$

Для определения граничного условия скольжения в процессе *r*-ой итерационной процедуры используются следующая зависимость:

$$j'(0)^{(r)} = \frac{U_w^{(r)}}{U_e}.$$
(39)

Величина  $U_w^{(r)}$  в (39) определяется в соответствии с зависимостью (4). Использование преобразований Дородницына-Стюартсона, а также Степанова-Манглера позволяет выразить производную  $(dU/dn)_w^r$  в (4) через величину  $j''(0)^{r-1}$  с помощью следующей зависимости:

$$\left(\frac{dU}{dn}\right)_{w}^{(r)} = U_{e} \frac{B(b) \cdot r_{w}}{D^{**}(b)} \sqrt{t_{e}} p_{e} \overline{T}_{w} j \quad "(0)^{(r-1)}, (40)$$

где величина  $B(\beta)$  определяется зависимостью

$$B(b) = \int_{0}^{\infty} j (x) [1 - j (x)] dx, \qquad (41)$$

а для определения величины  $\Delta^{**}(\beta)$  используется выражение

$$D^{**}(b) = \int_{0}^{\infty} \frac{U(h)}{U_{e}(h)} (1 - \frac{U(h)}{U_{e}(x)}) dh =$$

$$= \sqrt{\frac{vb}{U_{e}'(x)}} \int_{0}^{\infty} j'(x) [1 - j'(x)] dx.$$
(42)

В первой итерации величина  $\phi''(0)$  в (41) устанавливается с помощью зависимости (37).

После определения граничных условий в итерации (*r*) уравнение Фокнера-Скан решается при этих граничных условиях в соответствии с изложенной выше методикой, а затем проводится проверка точности решения с помощью условия

$$\left| j'(0)^{(r+1)} - j'(0)^{(r)} \right| \le e,$$
 (43)

где величина e характеризует заданную точность. Итерационный процесс заканчивается при достижении заданной точности, при этом решение уравнения Фокнера-Скан  $\phi'(\xi)$  в последней итерации определяет профиль безразмерной продольной скорости в системе координат (x, h).

Данная методика численного решения уравнения Фокнера-Скан при граничных условиях скольжения была реализована на ЭВМ и оказалась работоспособной в диапазоне  $0 \le b \le 10^4$ .

Использование изложенной методики численного решения уравнения Фокнера-Скан позволило установить возможность линеаризации функции  $F(f_D)$ , а также определить вид функции  $H(f_D)$ , входящей в (22), во всем диапазоне значений параметра градиентности **b**, характерном для сопел РДМТ:

 $H_p(s) = 0,6554[\exp(-13,37f_p(s))] + 2.$  (44)

Совокупность зависимостей (13) ...(27) совместно с зависимостью (44) обеспечивает расчет интегральных параметров ламинарного пограничного слоя по всей длине сопла РДМТ. Учет обратного влияния пограничного слоя на течение в невязком ядре обеспечивается за счет корректировки исходного контура сопла на величину толщины вытеснения, определения параметров течения в невязком ядре в этом скорректированном контуре с последующим уточнением параметров пограничного слоя.

Методика расчетного определения профилей локальных параметров течения рабочего тела в заданном сечении сопла РДМТ основана на совместном использовании решений уравнения Фокнера-Скан (31) с граничными условиями скольжения скорости (при значении параметра градиентности b, соответствующего заданному сечению сопла) и преобразований Дородницына-Стюартсона, а также Степанова-Манглера. Такое совмещение позволяет связать безразмерную координату x в (31) с поперечной координатой n в исходной системе координат (s, n) при величине s, соответствующей заданному сечению сопла.

Так, профиль продольной скорости  $u(\xi)$  в пограничном слое для сечения сопла с продольной координатой *s* связан с профилем безразмерной скорости  $\varphi'(\xi)$  соотношением

$$u(\mathbf{x}) = u_e(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{j} \ '(\mathbf{x}) \ . \tag{45}$$

Обратные преобразования Дородницына-Стюартсона и Степанова-Манглера приводят к следующей зависимости между поперечной ординатой *n* и безразмерной ординатой *x* в пограничном слое для сечения сопла с продольной координатой *s*:

$$n(s) = \frac{D^{**}(s)}{r_{w}(s)} \frac{a_{e_{0}}}{a_{e}(s)} \int_{0}^{x} \frac{r_{e_{0}}}{r(x)} dx .$$
(46)

Профиль плотности  $\rho(\xi)$  в (46) определяется из уравнения состояния совершенного газа

$$r(\mathbf{x}) = \frac{p_e}{R_a T(\mathbf{x})} \,. \tag{47}$$

Совокупность зависимостей (45)-(47) позволяет рассчитать профиль продольной скорости u(n) с учетом скольжения в пограничном слое для сечения сопла, заданного продольной ординатой *s*. Зависимость (8) дает возможность по известному поперечному профилю продольной скорости u(n) вычислить поперечный профиль температуры T(n). Использование уравнения состояния совершенного газа позволяет, в свою очередь, по поперечному профилю температуры T(n) определить поперечный профилю температуры T(n) определить поперечных поперечных поперечных профилю температуры T(n) определить поперечных профилю температуры T(n) определить поперечных поперечных профилю температуры T(n) определить поперечных поперечных профилю температуры T(n) определить поперечных профилю температуры T(n) определить поперечных профилю температуры T(n)

Изложенная физико-математическая модель течения в ламинарном пограничном

слое со скольжением и численная методика решения уравнений этой модели были реализованы в компьютерной форме. При этом была обеспечена устойчивость численных решений в процессе достижения заданной точности расчета во всем диапазоне тяг штатных и перспективных РДМТ как на газообразных, так и на жидких компонентах топлива. Результаты апробации, показывающие адекватность разработанной численной модели, излагаются в [11].

## Библиографический список

1. Шустов, С. А. Исследование течений в соплах Лаваля при низких числах Рейнольдса [Текст] / С. А. Шустов [и др.] // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. – 1980. – №3. - С. 81-88.

2. Кувшинников, Н. Д. Исследование и расчет течений вязкого газа в соплах Лаваля [Текст] / Н. Д. Кувшинников // Дис. на соискание степени канд. физ.-мат.наук. – М., 1984.

3. Шустов, С. А. Экспериментальное исследование отрыва потока в соплах ракетных двигателей малой тяги с профилированной сверхзвуковой частью сопла [Текст] / С. А. Шустов // В данном выпуске Вестника СГАУ.

4. Шустов, С. А. Моделирование газодинамических и теплообменных процессов в ЖРДМТ [Текст] / С. А.Шустов [и др.] // Математическое моделирование, РАН, том 13. – № 6. - 2001. - С. 45-51.

5. Быркин, А. П. Численный расчет осесимметричного ламинарного пограничного

## References

1. Shustov, S. A. Analysis of flows in Laval nozzles at low Reynolds numbers / S. A. Shustov et al. // Izvestiya of Academy of Science of USSR. Mechanics of fluids and gases. – 1980. – No. 3. – pp. 81-88.

2. Kuvshinnikov, N. D. Analysis and calculation of viscous gas flows in Laval nozzles / N. D. Kuvshinnikov // Dissertation for the degree of candidate of physical and mathematical science. – Moscow, 1984.

3. Shustov, S. A. Experimental analysis of flow separation in low-thrust rocket engine

слоя с учетом влияния поперечной кривизны [Текст] /А. П. Быркин // Труды ЦАГИ, выпуск 1035. – М., 1966. - 20 с.

6. Авдуевский, В. С. Расчет ламинарного пограничного слоя в сжимаемом газе при наличии теплообмена и произвольном распределении давления вдоль поверхности [Текст] / В.С.Авдуевский, Р.М. Копяткевич // Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение. – 1960. – 1. – С. 3-11.

7. Лойцянский, Л. Г. Ламинарный пограничный слой [Текст] / Л.Г. Лойцянский // М:. Гос. изд. физ.-мат. лит-ры. – 1962. – 479 с.

8. Рэй, Дж. Некоторые результаты численных расчетов вязких течений разреженного газа в приближении узкого канала [Текст] / Дж. Рэй // Ракетная техника и космонавтика. – 1971. – №5. – С.81-90.

9. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст] / В.С. Авдуевский [и др.] // М.: Машиностроение, 1975. – 645 с.

10. Пирумов, У.Г. Особенности однофазного течения в сопле [Текст] / У.Г. Пирумов // Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Т.1: Методы расчета. – М.: АН СССР, ВИНИТИ, 1971. – 190 с.

11. Шустов, С. А. Апробация численной модели учета влияния вязкости на течение в соплах ракетных двигателей малой тяги в приближении ламинарного пограничного слоя со скольжением [Текст] / С.А. Шустов // В данном выпуске Вестника СГАУ.

nozzles with a profiled supersonic nozzle part / S. A. Shustov // In this issue of SSAU Vestnik.

4. Shustov, S. A. Modeling of gas dynamic and heat exchange processes in liquid-propellant low-thrust rocket engines / S. A. Shustov et al.// Mathematical modeling, Russian Academy of Sciences, vol. 13. – No. 6. – 2001. – pp. 45-51.

5. Byrkin, A. P. Numerical design of axially symmetric laminar boundary layer taking into accout the influence of transverse curvature / A.P.Byrkin // Transaction of Central Aerohydronamics Institute, issue 1035. – Moscow, 1966. – 20 pp. 6. Avduyevsky, V. S. Calculation of a laminar boundary layer in compressed gas with heat exchange and arbitrary distribution of pressure along the surface / V. S. Avduyevsky, R. M. Kopyatkevitch // Izvestiya of USSR Academy of Science, Mechanics and mechanical engineering. – 1960. – No. 1. – pp. 3-11.

7. Loytsyansky, L. G. Laminar boundary layer / L. G. Loytsyansky // Moscow: State publishers of physical and mathematical literature. – 1962. – 479 pp.

8. Ray, J. Some results of numerical results of rarefied gas viscous flows in the approximation of a narrow channel / J. Ray // Rocket engineering and cosmonautics. – 1971. – No. 5. – pp. 81-90.

9. Fundamentals of heat transfer in aviation and space rocket engineering / V. S. Avduyevsky et al // Moscow: Machinostroyeniye, 1975. – 645 pp.

10. Pirumov, U. G. Peculiarities of onephase flow in a nozzle / U. G. Pirumov // Thermodynamical and thermophysical properties of combustion products. Vol. 1: Design methods. – Moscow: USSR Academy of Sciences, All-Union Institute of Scientific and Technical Information, 1971. – 190 pp.

11. Shustov, S. A. Approbation of the numerical model of account of viscosity impact on the flow in low-thrust rocket engine nozzles in the approximation of a laminar boundary layer with sliding // S. A. Shustov / In this issue of SSAU Vestnik.

# NUMERICAL MODEL OF VISCOSITY IMPACT ON FLOW IN LOW-THRUST ROCKET ENGINE NOZZLES IN THE APPROXIMATION OF A LAMINAR BOUNDARY LAYER WITH VELOCITY SLIP

© 2009 S. A. Shustov

### Samara State Aerospace University

The paper describes a numerical model of viscosity impact on flow in low-thrust rocket engine nozzles developed at the research centre of space power of Samara State Aerospace University. The accepted assumptions of the physical model used are outlined. The mathematical model is described in the form of equations in partial derivatives which express the laws of conservation of mass, momentum and energy as applied to the flow in the laminar boundary layer of low-thrust rocket engine nozzles with the negative longitudinal pressure gradient under boundary conditions of velocity slip and temperature jump on the nozzle wall. The developed algorithm of solving the equations of the mathematical model numerically is outlined, which provides the stability and the pre-set accuracy of calculation.

Laval nozzle, boundary layer, velocity slip, displacement thickness, momentum thickness, integral momentum equation, Fokner-skan equation, shape parameter, consumption ratio, friction losses.

## Информация об авторе

Шустов Станислав Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет; e-mail: <u>Olga Kostrova@mail.ru</u>. Область научных интересов: термогазодинамика двигателей летательных аппаратов.

Shustov Stanislav Alexeyevitch, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>Olga Kostrova@mail.ru</u>. Area of research: thermogasodynamics of aircraft engines.

УДК 621.453 + 533.6

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОТРЫВА ПОТОКА В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ С ПРОФИЛИРОВАННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТЬЮ СОПЛА

### © 2009 С. А. Шустов

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Излагается разработанная в научно-исследовательском центре космической энергетики СГАУ под руководством автора методика экспериментального исследования отрыва потока в соплах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) с профилированной сверхзвуковой частью. Приводятся полученные на ее основе результаты, показывающие наличие существенных особенностей параметров отрыва в профилированных соплах РДМТ, связанных, в основном, со сменой характера течения в пограничном слое от ламинарного к турбулентному под воздействием скачка уплотнения, вызывающего отрыв потока. Выявлены ограничения существующих расчетных методик отрыва потока в соплах ракетных двигателей применительно к РДМТ. Экспериментально показано, что характер течения в пограничном слое сверхзвуковой части сопла штатного жидкостного ракетного двигателя тягой 400 Н является ламинарным.

Ракетный двигатель, профилированное сопло, отрыв потока, скачок уплотнения, пограничный слой, число Рейнольдса, число Маха, вакуумный стенд, газодинамический эксперимент, точка дренирования.

Знание основных закономерностей отрыва потока в соплах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) имеет все возрастающее как научное, так и практическое значение в связи с полетами аэрокосмических летательных аппаратов (ЛА) различного назначения в верхних слоях атмосферы Земли в диапазоне высот от 40 до 100 км. В этом диапазоне высот возможности использования традиционных аэродинамических способов управления ЛА за счет создания подъемной силы существенно сокращаются и наиболее эффективной является реактивная система управления, использующая в качестве исполнительных органов РДМТ. Обычно эта же система управления используется и для управления пространственным положением ЛА в условиях орбитального полета. Поэтому, исходя из требований экономичности, сопла РДМТ имеют профилированную сверхзвуковую часть со значительной геометрической степенью расширения  $\overline{F}_a$  - от 50 до 300. При использовании таких РДМТ для управления ЛА в верхних слоях атмосферы в их соплах возникает отрыв потока, существенно влияющий на тяговые характеристики, экономичность и тепловое состояние. Однако до настоящего времени сведения о закономерностях отрыва потока в соплах РДМТ имеют весьма скудный и противоречивый характер, [1, 2, 3]. Вследствие этого возможность использования апробированных для сопел ЖРД больших тяг расчетных методик отрыва потока [2, 3] является весьма проблематичной, что и вызвало необходимость проведения данного исследования. Несмотря на определенный прогресс в использовании численных методов [4], до настоящего времени основными в исследовании отрыва потока в соплах остаются экспериментальные методы.

Поэтому в основу данного исследования положен метод экспериментального определения критического перепада давлений

 $\overline{p}_{\kappa p}$  в скачке уплотнения, вызывающем отрыв пограничного слоя на стенке сопла [1, 2]:

$$\overline{p}_{\rm kp} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{\rm kp},\tag{1}$$

где  $p_1$  и  $p_2$  – давление до и после скачка уплотнения, вызывающего отрыв потока.

В работах Г. И. Петрова, В. Я. Лихушина, И. Г. Некрасова, Л. И. Сорокина, Е. Н. Бондарева [1, 2], а также Чжена [5] установлена фундаментальная особенность взаимо-



Рис. 1. Результаты экспериментального исследования величины параметра  $(p_h | p_1)_{sp}$ по длине сверхзвуковой части сопла изд. 11Д457х:

• - эксперимент при  $p_{co}=0.25 M\Pi a$ ,  $Re_{wo}=0.8*10^7$ ; 0 – эксперимент при  $p_{co}=0.5 M\Pi a$ ,  $Re_{wo}=1.6*10^7$ ;  $p_{co}$  – давление на входе в сопло

1, 2 – зависимости [1, 2] для величины  $\overline{p}_{\hat{e}\hat{o}}$  соответственно при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое

действия скачка уплотнения с пограничным слоем, которая заключается в том, что величина  $\overline{p}_{\rm kp}$  слабо зависит от причины, вызвавшей отрыв, и определяется, в первую очередь, характером течения в пограничном слое и числом Маха во внешнем потоке.

В данном исследовании экспериментально определялся критический перепад давлений  $(p_h/p_1)_{\kappa p}$ , вызывающий отрыв потока в сверхзвуковой части сопла (где  $p_h$ давление в вакуумной камере). Этот перепад давлений, как показал специально проведенный эксперимент, а также данные [2],практически совпадает с критическим перепадом давлений  $\overline{p}_{\kappa p} = (p_2 / p_1)_{\kappa p}$  (обычно отличие не превышает 5 %). Поэтому далее параметры  $\overline{p}_{\kappa p}$  и  $(p_h/p_1)_{e\delta}$  рассматриваются как идентичные.

Известные в литературе [1, 2] зависимости для величины  $\overline{p}_{\hat{e}\hat{o}}$  показаны на рис. 1, где кривая 1 соответствует отрыву при ламинарном пограничном слое, а кривая 2 – при турбулентном. На этом рисунке величина  $x_{\hat{n}\hat{a}}$  на оси абсцисс соответствует продольной координате для сверхзвуковой части сопла 11Д457х, контур которого представлен на рис. 2. Связь координаты  $x_{\hat{n}\hat{a}}$  с числом Маха на стенке сопла 11Д457х (для модели невязкого течения) показана в табл. 1.

В первом столбце табл. 1 символы имеют следующий смысл: r - радиус сопла для соответствующей точки дренирования;  $\overline{r} = r/r_*$  - безразмерный радиус сопла для соответствующей точки дренирования ( $r_*$  - радиус минимального сечения сопла);  $M_{\tilde{n}\tilde{o}}$  - число Маха на стенке сопла для невязкого течения.

Отметим, что существенная зависимость параметра  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  от характера течения в пограничном слое позволяет использовать этот параметр и для экспериментального определения характера течения в погра-



*Рис. 2. Схема препарирования сопла 11Д457х для исследования параметров отрыва потока на модельном рабочем теле:* 

1, 1.1, 1.2, 2, 3, 4, 5 - номера точек дренирования стенки сопла

ничном слое сопел РДМТ как на инертном рабочем теле, так и на натурных компонентах топлива.

Основным объектом данного исследования являлся штатный жидкостной ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ) на компонентах топлива азотный тетраксид (АТ) и несимметричный диметигидразин (НДМГ) тягой 400 H с профилированным сверхзвуковым соплом ( $\overline{F}_a = 50$ ), который относится к числу наиболее распространенных исполнительных органов систем управления как отечественных, так и зарубежных ЛА. Для проведения исследования использовался вакуумный экспериментальный комплекс научно-исследовательского центра космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ, созданный при непосредственном участии автора [6].

Вследствие необходимости проведения большого объема экспериментов по отрыву потока, с одной стороны, и ограниченных возможностях его проведения на штатном ЖРДМТ, с другой, исследование выполнялось в два этапа.

Основная цель проведения первого этапа исследования заключалась в экспериментальном определении параметров отрыва потока в пограничном слое профилированного сопла РДМТ в диапазоне чисел Рейнольдса  $0.25 \cdot 10^7 \le \text{Re}_{w0}(x) \le 7.5 \cdot 10^7$ , охватывающем область перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения в пограничном слое. В числе Рейнольдса

$$\operatorname{Re}_{w0}(x) = \frac{x \cdot w(x) \cdot r_{oc}}{h_{w}}$$
(2)

в качестве характерных параметров фигурируют [7]: длина сопла x (расстояние от входа в сопло до заданного сечения сопла); скорость w(x) рабочего тела на оси для сечения сопла, соответствующего величине x;  $r_{ax}$  –

Точки дренирования	1	1.1	1.2	2	3	4	5
<i>r</i> , MM	24.25	23.4	22.4	21.1	17.5	13.5	8.5
$\overline{r}$	5.77	5.57	5.3	5.02	4.17	3.21	2.02
	4,6	4,54	4,47	4,4	4,05	3,7	3.08

Таблица 1

плотность рабочего тела на входе в сопло;  $h_w$  – кинематический коэффициент вязкости при температуре стенки сопла  $T_w$ .

В качестве рабочего тела на первом этапе использовался осушенный воздух. Условия проведения эксперимента выбирались таким образом, чтобы они охватывали и условия проведения эксперимента для натурного ЖРДМТ (имеется в виду идентичность по числу Рейнольдса Re<sub>w0</sub>).

С этой целью на первом этапе в качестве объекта исследования использовалось профилированное сопло штатного ЖРДМТ тягой 50 Н, которое при дальнейшем изложении результатов будет именоваться как сопло 11Д457х. Выбор этого сопла обусловлен, во-первых, идентичностью его контура сверхзвуковой части (в безразмерных координатах) и контура сопла натурного ЖРДМТ, а во-вторых, в три раза меньшим диаметром минимального сечения, чем у сопла штатного ЖРДМТ. Это обеспечило соплу 11Д457х наиболее приемлемое в эксперименте соотношение между требуемым расходом рабочего тела (m = 40...400 г/c) и возможностями имитации высотных условий с помощью вакуумной системы в диапазоне давлений на входе в сопло от 0,25МПа до 2,5 МПа. Этот диапазон давлений на входе в сопло 11Д457х необходим для обеспечения в эксперименте указанного выше диапазона чисел Рейнольдса

## $\operatorname{Re}_{w0}$ .

Основные геометрические размеры профилированного сопла 11Д457 и схема дренирования его сверхзвуковой части приведены на рис. 2. В целях компенсации некоторого отличия среднего показателя изоэнтропы расширения для натурного ЖРДМТ на компонентах топлива АТ+НДМГ ( $c \approx 1, 26$ ) и показателя адиабаты для воздуха (c = 1, 4), приводящего к различию чисел Маха на срезе сопел, сверхзвуковая часть сопла 11Д457 укорачивалась в соответствии с рис. 2.

Для проведения эксперимента на первом этапе исследования использовалась вакуумная камера объемом 5 м<sup>3</sup> экспериментального комплекса НИЦ КЭ СГАУ [6]. Для измерения давления на входе в сопло использовался индуктивный датчик ДД–10, а для измерения давления в вакуумной камере и в точках дренирования – малогабаритные индуктивные датчики ДМИ. Каналы измерения давления в вакуумной камере и точках дренирования имели высокие динамические характеристики: постоянная времени каждого из них не превышала 0,02 с. Для каждого из измерительных каналов в процессе эксперимента проводилась индивидуальная градуировка, обеспечивающая уровень погрешности измерения давления, не превышающий 2 %.

В процессе экспериментального исследования параметров отрыва потока в сверхзвуковой части сопла 11Д457х было проведено две серии экспериментов. Первая из этих серий проводилась для давлений на входе в сопло в диапазоне от 0,25 МПа до 0,5 МПа. В этой серии экспериментов определялась величина  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  во всех семи точках дренирования стенки сверхзвуковой части сопла 11Д457х. Во второй серии экспериментов давление на входе в сопло изменялось в диапазоне от 0,6 МПа до 2,5 МПа, а величина  $(p_h / p_1)_{\hat{e}\delta}$  определялись лишь в трех ближайших к срезу сопла точках дренирования (точки 1, 1.1 и 1.2), что было связано с ограничениями возможности имитации высотных условий в процессе проведения эксперимента.

Результаты исследования параметров отрыва потока в точках дренирования для первой и второй серии эксперимента приведены соответственно на рис. 1 и рис. 3. Эти результаты показывают весьма сильное влияние величины  $p_{oc}$  на критический перепад давлений, причем степень этого влияния может существенно изменяться в зависимости от точки дренирования. Так, экспериментальные зависимости на рис. 1 показывают, что изменение давления на входе в сопло  $p_{oc}$  с 0,25 МПа до 0,5 МПа практически не повлияло на величину  $(p_h/p_1)_{eo}$  для точек 1 и 5, в то время как для точек 1.2 и 2 величина  $(p_h/p_1)_{eo}$  увеличилась примерно в три раза.



Рис. 3. Результаты экспериментального исследования зависимости безразмерного параметра  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  от давления на входе в сопло 11Д457х для точек дренирования 1, 1.1, 1.2. Результаты эксперимента:

0 – для точки дренирования 1;⊗ – для точки дренирования 1.1; • – для точки дренирования 1.2;

1, 2 – зависимости [1, 2] для величины  $(p_h/p_1)_{e\delta}$  соответственно при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое

Результаты на рис. З показывают весьма сильную зависимость величины  $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}}$  от давления на входе в сопло для всех точек дренирования, при этом для точки 1 зависимость имеет монотонный характер, а для точек 1.1 и 1.2 - существенно немонотонный характер с максимумом при давлении  $\overline{p}_{oc}$ , равном соответственно 1.6 и 0.5 МПа.

Таким образом, полученные экспериментальные результаты, представленные на рис. 1 и 3, существенно отличаются от известных зависимостей [1, 2] для отрыва потока в сверхзвуковой части сопел при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое, показанных на рисунках 1 и 3 в виде кривых 1 и 2.

По мнению автора, основная причина такого отличия заключается в том, что в определенном диапазоне чисел Рейнольдса Re<sub>w0</sub> скачок уплотнения может инициировать локальный переход к турбулентному характеру в пограничном слое течения в зоне его взаимодействия с этим пограничным слоем,

что, в свою очередь, приводит к существенному увеличению перепада давления

 $(p_h / p_1)_{\hat{e}\delta}$ , вызывающего отрыв потока.

Так, характер изменения экспериментальных зависимостей на рис. 1 говорит о том, что при  $p_{oc} = 0,25$  МПа характер течения в пограничном слое был ламинарным для всех точек дренирования сверхзвуковой части сопла 11Д457х, при увеличении давления  $p_{oc}$  до 0,5 МПа характер течения остался ламинарным в точках дренирования 1, 1.1 и 5, а в остальных точках характер течения изменялся от близкого к ламинарному в точках 1.2 и 4 до близкого к турбулентному в точках 2 и 3.

Экспериментальные зависимости на рис. 1 и 3 показывают, что использование в точке отрыва параметра  $\overline{p}_{ed}$  позволяет надежно определить момент завершения перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения в пограничном слое для внутренних точек сверхзвуковой части сопла по точке выхода зависимости этого параметра от ве-



Рис. 4. Основные геометрические размеры и схема дренирования сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ тягой 400 Н

личины  $p_{oc}$  на установившееся значение. Так, например, в точке 1.2 завершение перехода соответствует величине  $p_{oc}$ , равной 1,6 МПа, а в точке 1.1 – величине  $p_{oc}$ , равной 2 МПа. Что касается точки 1, то для нее завершение перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения достигается при давлении на входе в сопло, превышающем 2,4 МПа.

Отметим, что экспериментальные результаты первого этапа приводят к важному выводу о возможности режимов с неоднократной сменой характера течения в пограничном слое по длине сопла. Так, для исследуемого сопла при давлении на входе  $p_{oc}$  =0,5 МПа в трансзвуковой части сопла происходит переход от турбулентного характера течения в пограничном слое к ламинарному, в области между точкой 5 и точкой 1.2 ламинарный характер течения переходит в турбулентный, а в области между точкой 1 и срезом сопла течение в пограничном слое остается ламинарным.

Из того факта, что при фиксированной величине *p*<sub>oc</sub> скачок уплотнения инициирует переход в пограничном слое лишь в некоторых точках дренирования, следует вывод о различной устойчивости ламинарного пограничного слоя по длине сверхзвуковой части

сопла. В частности, из экспериментальных результатов, представленных на рис. 1 и рис. 3, следует вывод, что максимальной устойчивости ламинарного пограничного слоя соответствуют точки дренирования 1 и 5, а минимальной - точки дренирования 1.2, 2 и 3.

На втором этапе проводилось исследование параметров отрыва и характера течения в пограничном слое для штатного ЖРДМТ тягой 400 Н на компонентах топлива АТ+НДМГ.

Основные геометрические размеры и схема дренирования сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ тягой 400 Н приведены на рис. 4, а термодинамические и газодинамические параметры в точках дренирования сверхзвуковой части сопла этого ЖРДМТ приведены в табл. 2.

В табл. 2 символы имеют следующий смысл:  $p_{\tilde{n}\delta}^{\tilde{y}\tilde{e}\tilde{n}\tilde{t}} = p_{\tilde{n}\delta}^{\tilde{y}\tilde{e}\tilde{n}\tilde{t}} / p_{oc}$ , где  $p_{\tilde{n}\delta}^{\tilde{y}\tilde{e}\tilde{n}\tilde{t}}$  - экспериментально определенное давление на стенке сопла;  $T_w^{\tilde{y}\tilde{e}\tilde{n}\tilde{t}}$  - температура стенки сопла, определенная экспериментально; w - скорость рабочего тела на оси сопла.

Для проведения этой серии экспериментов использовался экспериментальный комплекс НИЦ КЭ СГАУ, в котором имитация высотных условий обеспечивалась вакуумной системой, включающей барокамеру объемом 40 м<sup>3</sup> [6].

Точки дренирования	1	1.1	1.2	2	3	4	5
<i>r</i> , MM	78	75	71	68	56	42	25
$\overline{r}$	7,43	7,14	6,76	6,48	5,33	4,0	2,38
$M_{_{ m CT}}$	4,5	4,4	4,3	4,2	4,05	3,7	2,9
$p_{\scriptscriptstyle cm}^{\scriptscriptstyle  ightarrow  ho cm}$	0,0017	0,0019	0,0024	0,0027	0,0042	0,0070	0,0220
$T_w^{3\kappacn}$ , K	523	543	553	693	873	1000	1000
<i>w</i> , M/c	2295	2287	2281	2254	2219	2166	1963
${\rm Re}_{w0}/10^7$	5,85	5,31	4,78	3,05	1,55	0,87	0,755

Таблица 2

Для измерения давления в камере сгорания, в магистралях подачи окислителя и горючего использовались индуктивные датчики давления ДД–10, а для измерения статического давления в точках дренирования – малогабаритные индуктивные датчики давления ДМИ. Давление в вакуумной камере  $p_h$ измерялось датчиком ДМИ и потенциометрическим датчиком давления типа ИКД.

Для измерения тяги использовались тензодатчики, обеспечивающие погрешность измерения не выше 1,5 %. Расходы компонентов по каждой из магистралей определялись объемным методом с помощью стеклянных уровнемеров с погрешностью, не превышающей 1,7 %.

Оценка, проведенная до начала эксперимента, показала, что в соответствии с рекомендациями [7] и значениями чисел  $\text{Re}_{w0}$ , приведенных в последней строчке табл. 1, пограничный слой в точках 4, 5 должен быть ламинарным, в точках 2, 1.2,1.1 и 1 – турбулентным, а в точке 3 иметь переходный характер от ламинарного к турбулентному.

В процессе экспериментального определения параметров отрыва пограничного слоя в сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ давление в вакуумной камере изменялось от уровня 0,04  $p_a$  до уровня 15  $p_a$ , где

*p<sub>a</sub>* – давление на стенке для среза сопла ЖРДМТ, равное на номинальном режиме 1,3 КПа (номинальному режиму соответствуют давление компонентов в магистралях окислителя и горючего на входе в ЖРДМТ  $p_{\hat{a}\tilde{0}}^{\hat{1},\tilde{a}} = 1,5$  МПа, давление в камере сгорания  $p_{ac} = 0,55$  МПа).

Результаты экспериментального определения зависимости  $(p_h / p_1)_{eo}$  для штатного ЖРДМТ тягой 400 Н приведены на рис. 5. На том же рисунке приведены величины критических отношений давлений  $(p_h / p_1)_{eo}$  для ламинарного и турбулентного характера течения в пограничном слое, полученные в соответствии с рекомендациями [1, 2] (кривые 1 и 2).

Данные результаты показывают, что для среза сопла экспериментально полученная величина  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  соответствует ламинарному характеру течения в пограничном слое. Для внутренних точек сопла величина  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  быстро растет по мере приближения к минимальному сечению сопла и в точке дренирования 3 достигает величины  $(p_h / p_1)_{e\delta} = 5$ , существенно превышая расчетную величину отношения давлений  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  для турбулентного характера

Для выяснения вопроса о характере течения в пограничном слое внутри сопла до воздействия скачка уплотнения, вызвавшего отрыв, была проведена дополнительная серия экспериментов, в которой осуществлялась обрезка сверхзвуковой части сопла до точек дренирования, что позволяло судить о характере течения в пограничном слое во внутренних точках сопла по отношению дав-



Рис. 5. Результаты экспериментального определения величины параметра (p<sub>h</sub>/p<sub>1</sub>)<sub>кр</sub> по длине сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ течения в пограничном слое, которая в точке 3 равна 3,1 [1, 2]: О – для исходного сопла без его подрезки, ⊗ – для сопла, подрезанного до точки дренирования,

к которой относятся результаты эксперимента

1,2 – зависимости [1, 2] для величины ( $p_{h}/p_{1})_{\kappa p}$  соответственно при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое

лений  $(p_h / p_1)_{e\delta}$ . Результаты этой серии экспериментов приведены на рис. 5 и показывают, что значения параметра  $(p_h / p_1)_{e\delta}$  соответствуют ламинарному характеру течения в пограничном слое ЖРДМТ 11Д458 для всех точек дренирования. Таким образом, было экспериментально подтверждено высказанное выше предположение о том, что переход в пограничном слое сопел ЖРДМТ происходит под воздействием скачка уплотнения, вызывающего отрыв пограничного слоя. Экспериментальное определение тяговых характеристик штатного ЖРДМТ тягой 400 Н с отрывом потока показало, что переход в пограничном слое в области отрыва от ламинарного к турбулентному характеру по воздействием скачка уплотнения приводит к существенному (до 30%) снижению тяги из-за значительного перерасширения потока и, соответственно, к такому же снижению топливной экономичности ЖРДМТ.

В заключение отметим, что в соответствии с рекомендациями [7] ламинарный характер течения в пограничном слое по всей длине сопла сохраняется лишь при числах Рейнольдса  $\operatorname{Re}_{_{w0}} \leq 10^7$ , а затем при увеличении этого числа Рейнольдса переходит в турбулентный режим. Однако в проведенном эксперименте пограничный слой для штатного ЖРДМТ тягой 400 Н остается ламинарным при величине числа Рейнольдса Re<sub>ио</sub> в шесть раз большем, чем 107. Этот факт еще раз говорит об ограниченном характере использования рекомендаций [7] применительно к оценке характера течения в пограничном слое сопел РДМТ, поскольку в этих соплах пограничный слой на стенке сопла может оставаться ламинарным при значениях чисел Рейнольдса Re<sub>w0</sub> существенно больших, чем это указано в [7]. Результаты данной работы, в частности, впервые показывают, что течение в пограничном слое сопел ЖРДМТ является ламинарным вплоть до уровня тяги порядка 400 Н.

#### Библиографический список

1. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст]: учебн. рук-во для втузов в 2 ч./ Г. Н. Абрамович. – М.:Наука.1991.– 600 с.

2. Алемасов, В. Е. Теория ракетных двигателей. [Текст]: учебник для ВУЗов / Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. Л. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.

3. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст]: учебник для ВУЗов. Под ред. Кудрявцева В. М., Изд-е 3-е, испр. и дополн. – М.: Выс. школа, 1983. – 703 с.

4. Глушко, Г. С. Численное моделирование отрывных течений в соплах [Текст] / Г. С. Глушко и др. // Институт проблем механики РАН, Препринт № 815, М.: 2006. - 40 с. 5. Чжен, П. Управление отрывом потока [Текст] / П. Чжен // М.: Мир. 1979. – 552 с.

6. Шустов, С. А. Исследовательско-испытательный комплекс для энергетических установок космических аппаратов [Текст] / С. А. Шустов и [др] // Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике. Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2001. – С. 244-246.

7. Пирумов, У. Г. Газовая динамика сопел [Текст] / У. Г. Пирумов, Г. С. Росляков // М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит-ры, 1990. – 368 с.

#### References

1. Abramovitch, G. N. Applied gas dynamics: teaching aid for technical universities in 2 parts / G. N. Abramovitch. – Moscow: Nauka. 1991 – 600 pp.

2. Alemasov, V. Ye. Theory of rocket engines: manual for universities / Alemasov V. Ye., Dregalin A. F., Tishin A. L. – Moscow: Machinostroyeniye, 1989. – 464 pp.

3. Foundations of theory and design of liquid-propellant rocket engines: manual for universities / Edited by V. M. Kudryavtsev, 3<sup>rd</sup> revised edition. – Moscow: Vysshaya shkola, 1983. – 703 pp.

4. Glushko, G. S. Numerical modeling of separation flows in nozzles / G. S. Glushko et

al. // Institute of problems of mechanics, Russian Academy of Science, preprint No. 815, Moscow: 2006. – 40 pp.

5. Tchzhen, P. Separation flow control / P. Tchzhen // Moscow: Mir. 1979. – 552 pp.

6. Shustov, S. A. Research testing complex for power units of space vehicles / S. A. Shustov et al. // Collection of scientific papers on rocket engineering. State science-and-production space rocket centre "TsSKB-Progress", 2001. – pp. 244-246.

7. Pirumov, U. G. Gas dynamics of nozzles / U. G. Pirumov, G. S. Roslyakov // Moscow: Nauka, chief editorial office of physical and mathematical literature, 1990. – 368 pp.

# EXPERIMENTAL ANALYSIS OF FLOW SEPARATION IN LOW THRUST ROCKET ENGINE NOZZLES WITH A PROFILED SUPERSONIC PART OF THE NOZZLE

### © 2009 S. A. Shustov

#### Samara State Aerospace University

The paper outlines the procedure of experimental analysis of flow separation in low-thrust rocket engine (LTRE) nozzles with a profiled supersonic part. The procedure was developed under the author's supervision at the research centre of space power engineering of SSAU. The results obtained on the basis of the procedure are presented, which show significant peculiarities of separation parameters in LTRE nozzles. These are connected, mostly, with the change in the nature of the flow in the boundary layer from laminar to turbulent due to the shock wave that causes flow separation. Limitations of the existing design procedures for flow separation in rocket engine nozzles as applied to LTRE are revealed. It is shown experimentally that the nature of the flow in the boundary layer of the supersonic part of the nozzle of a standard 400 H thrust liquid-propellant rocket engine is laminar.

Rocket engine, profiled nozzle, flow separation, shock wave, boundary layer, Reynolds number, Mach number, vacuum stand, gas dynamic experiment, drainage point.

## Информация об авторе

Шустов Станислав Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов СГАУ; e-mail: <u>Olga\_Kostrova@mail.ru</u>. Область научных интересов: термогазодинамика двигателей летательных аппаратов.

**Shustov Stanislav Alexeyevitch**, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>Olga Kostrova@mail.ru</u>. Area of research: thermogasodynamics of aircraft engines.

## УДК 621.431.73

# ИДЕНТИФИКАЦИЯ И МЕТОДИКА СНИЖЕНИЯ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ШУМОВ АВТОМОБИЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ МЕТОДОМ АКТИВНОЙ КОМПЕНСАЦИИ

© 2009 А. В. Васильев, С. С. Андреев, И. В. Буцаев, В. В. Пимкин

### Тольяттинский государственный университет

Обсуждаются проблемы использования систем активной компенсации шума автомобильных двигателей внутреннего сгорания. Приводятся методика и результаты анализа спектра шума двигателей внутреннего сгорания.

Автомобильный двигатель внутреннего сгорания; шум; снижение; метод; активная компенсация.

В связи с возрастанием требований к экологическим, потребительским и эксплуатационным характеристикам энергетических установок, в частности автомобильных двигателей внутреннего сгорания (ДВС), актуальной проблемой является снижение их шума и вибрации. Для снижения низкочастотного шума эффективным средством является использование систем активного гашения (САГ) шума. САГ в настоящее время широко используются для снижения низкочастотных акустических шумов. При этом эффективность метода зависит от широкого ряда факторов:

- частотного диапазона;

- пространственных условий (волновода, замкнутого объёма, открытого пространства);

- алгоритма управления;

- количества и качества источников вторичного поля (громкоговорителей);

- количества и качества информации об исходном поле и др.

В основных схемах САГ для получения информации об исходном звуковом поле используются либо непосредственно акустические датчики (микрофоны), либо датчики, по своему сигналу позволяющие рассчитать основные составляющие исходного поля (акселерометры, тахометры).

Так, для поршневого автомобильного ДВС целесообразно использование датчика оборотов коленчатого вала. Основываясь на информации о частоте оборотов, можно рассчитать основные гармоники, генерируемые двигателем. Недостатком является отсутствие информации о реальном звуковом поле, не позволяющее организовать адаптивную систему. Однако можно указать на следующие преимущества использования тахометра перед микрофоном:

- датчик в большинстве случаев уже имеется в автомобиле,

- отсутствие обратной волновой связи,
- помехозащищенность,

- значительно большая долговечность.

В данной работе рассматривается использование индукционного датчика оборотов коленчатого вала двигателя в качестве входного сигнала САГ шума автомобиля. Для выявления зависимости между частотой оборотов коленчатого вала и генерируемым шумом на базе автомобиля ВАЗ 2110 была собрана экспериментальная установка, схематично показанная на рис. 1. На рисунке показаны и обозначены буквами:

А) положение измерительного микрофона у патрубка впускной системы;

В) положение измерительного микрофона в центре салона на высоте положения головы пассажира;

С) положение измерительного микрофона у среза выхлопной трубы

Сбор данных с измерительного микрофона и датчика оборотов проводился с помощью внешнего модуля ЦАП/АЦП L-CARD E14-440 с цифровым сигнальным процессором. Модуль обладает USB интерфейсом и позволяет совместно с персональным компьютером (ПК) и штатным программным обес-



Рис. 1. Схема экспериментальной установки

печением (ПО) отображать и производить запись сигнала в реальном времени.

С частотой дискретизации по времени 100 кГц параллельно проводилась запись сигналов по двум каналам:

- с измерительного микрофона,

- с датчика оборотов.

В дальнейшем записанные сигналы обрабатывались и анализировались с помощью комплекса программ, разработанных в пакете Scilab. Пакет научных вычислений Scilab обладает достаточно широкой функциональностью и способен в некоторой степени заменить популярную систему Matlab®. Вместе с тем Scilab является бесплатным программным продуктом. Использование такого рода пакетов позволяет сэкономить время на реализации стандартной функциональности (вывод результатов, визуализация данных, общеизвестные алгоритмы вычислений).

На первом этапе проводилась предварительная обработка сигнала с датчика оборотов. На рисунке 2 показана временная характеристика сигнала, которая представляет собой последовательность стробов, генерируемых индукционным датчиком при полном обороте вала двигателя.

За признак строба было принято изменение уровня сигнала между двумя последующими отсчётами АЦП более чем на -3,5 В. Период обращения вала в момент возникновения строба рассчитывался как среднее арифметическое между временем от предыдущего строба и временем до возникновения следующего:

$$T_{i} = \left( (t_{i} - t_{i-1}) + (t_{i+1} - t_{i}) \right) / 2 = \left( t_{i+1} - t_{i-1} \right) / 2, \quad (1)$$



Рис. 2. Сигнал с датчика оборотов коленчатого вала

где  $t_{i,1}, t_i, t_{i+1}$  – соответственно время возникновения предыдущего, текущего и следующего стробов.

Таким образом, за частоту вращения вала двигателя в момент времени  $t_i$  принимаем

$$w_i = 1 / T_i.$$

Обрабатывая сигнал по данному алгоритму, разработанная программа вычисляет частоту вращения в момент возникновения стробов. Полученная информация сохраняется в специальный файл (.frq), представляющий собой массив из пар чисел (точек), содержащих частоту вращения (Гц) и момент времени от начала записи сигнала (с). Для вычисления частоты вращения вала в произвольный момент времени применялся метод сплайн-интерполяции.

Для анализа спектрального состава записанного шума была разработана специальная подпрограмма в пакете Scilab. Для визуализации данных были выбраны сонограммы как наиболее наглядный и простой способ графического представления спектрального состава звука. Разложение временного сигнала в спектр проводилось с помощью быстрого преобразования Фурье (FFT). Исходя из частоты дискретизации АЦП и интересуемого диапазона частот (до 500 Гц), использовалось окно преобразования размером в 32768 отсчётов АЦП. Таким образом, частотное разрешение составило примерно 3 Гц. Для повышения качества преобразования дополнительно применялось оконное преобразование Хамминга (Hamming).

На рисунке 3 показана сонограмма шума в центре салона при разгоне двигателя до 6000 об/мин в режиме холостого хода.

Шум имеет ярко выраженный тональный характер. Для анализа соответствия тонов были совмещены сонограмма и график зависимости частоты вращения коленчатого вала двигателя от времени. Расчётным способом также добавлены первые 15 гармоник основной частоты (рис. 4). Наиболее существенной является четвёртая гармоника, соответствующая частоте работы цилиндров. На рисунках 5 и 6 изображены соответственно сонограммы шума, записанного у среза выхлопной трубы и у среза впускного патрубка.

Полученные результаты дают основание использовать сигнал с датчика оборотов в качестве основного входного сигнала для системы активного комплексного снижения шума ДВС автомобиля (шума выпуска, шума впуска). Предлагаемая методика съёма и анализа сигналов позволяет перейти к вычислительному моделированию системы активной компенсации и исследованию и отработке алгоритмов с прямой связью (feedforward).

Авторы выражают благодарность Министерству образования и науки РФ и Федеральному агентству по инновациям и науке за поддержку работы в рамках конкурса ведущих научных школ РФ 2008 г.



Рис. 3. Сонограмма шума в центре салона при разгоне двигателя до 6000 об/мин в режиме холостого хода



Рис. 4. Сонограмма шума в салоне, совмещенная с частотой вращения коленчатого вала



Рис. 5. Сонограмма шума у среза выхлопной трубы



Рис. 6. Сонограмма шума у среза впускного патрубка

### Библиографический список

1. Владиславлев А. С., Козобков А. А., Малышев В. А., Мессерман А. С., Писаревский В. М. Трубопроводы поршневых компрессорных машин. - М.: Машиностроение, 1972. - 288 с.

2. Васильев А. В. Снижение низкочастотного шума и вибрации в газоводах энергетических установок с использованием метода активной компенсации. - СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2004. - 294 с.

### References

1. Vladislavlev A. S., Kozobkov A. A., Malyshev V. A., Messerman A. S., Pisarevsky V. M. Ducts of reciprocating compressor machines. – Moscow: Machinostroyeniye, 1972. – 288 pp.

2. Vasilyev A. V. Reduction of lowfrequency noise and vibration in gas ducts of power installations using the method of active compensation. – Saint Petersburg: Publishing House of the Polytechnical University, 2004. – 294 pp. 3. Лепендин Л. Ф. Акустика: Учеб. пособие для втузов. - М.: Высш. школа, 1978. -448 с.

4. Kidner M. R. F. Active Noise Control: A review in the context of the 'cube of difficulty'. Acoustics Vibration & Control Group, Dept. Mechanical Engineering, University of Adelaide, Australia, 2006.

5. Manikandan S. Literature survey of active noise control systems, Academic Open Internet Journal, volume 17, 2006.

3. Lependin L. F. Acoustics: Teaching aid for higher technical educational institutions. – Moscow: Vysshaya Shkola, 1978. – 448 pp.

4. Kidner M. R. F. Active Noise Control: A review in the context of the 'cube of difficulty'. Acoustics Vibration & Control Group, Dept. Mechanical Engineering, University of Adelaide, Australia, 2006.

5. MANIKANDAN S. LITERATURE SURVEY OF ACTIVE NOISE CONTROL SYSTEMS, Academic Open Internet Journal, volume 17, 2006

## IDENTIFICATION AND PROCEDURE OF REDUCING PERIODIC NOISE OF INTERNAL COMBUSTION CAR ENGINES USING THE ACTIVE COMPENSATION METHOD

© 2009 A. V. Vasilyev, S. S. Andreyev, I. V. Butsayev, V. V. Pimkin

## Togliatti State University

Problems of using systems of active compensation of noise in internal combustion car engines are discussed. The procedure and the results of internal combustion engine noise spectrum analysis are given.

Internal combustion car engine, noise, reduction, method, active compensation.

#### Информация об авторах

Васильев Андрей Витальевич, доктор технических наук, профессор, директор института химии и инженерной экологии Тольяттинского государственного университета, еmail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Область научных интересов: автомобильный двигатель внутреннего сгорания. Андреев Сергей Сергеевич, аспирант Тольяттинского государственного университета, e-mail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Область научных интересов: автомобильный двигатель внутреннего сгорания.

**Буцаев Илья Валерьевич**, аспирант Тольяттинского государственного университета, e-mail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Область научных интересов: автомобильный двигатель внутреннего сгорания.

**Пимкин Владимир Владимирович**, аспирант Тольяттинского государственного университета, e-mail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Область научных интересов: автомобильный двигатель внутреннего сгорания.

**Vasilyev Andrey Vitalyevitch**, doctor of technical sciences, professor, director of Chemistry and Engineering Ecology Institute of Togliatti State University, e-mail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Area of research: internal combustion car engine.

**Andreyev Sergey Sergeyevitch**, post-graduate student of Togliatti State University, e-mail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Area of research: internal combustion car engine.

**Butsayev Ilya Valeryevitch**, post-graduate student of Togliatti State University, e-mail: <u>avassil@infopac.ru</u>. Area of research: internal combustion car engine.

**Pimkin Vladimir Vladimirovitch**, post-graduate student of Togliatti State University, email: <u>avassil@infopac.ru</u>. Area of research: internal combustion car engine. УДК 62-135 + 531.7

## КРИТЕРИИ ДИСКРЕТНО-ФАЗОВОГО КОНТРОЛЯ РАБОЧЕГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК И ИХ РЕАЛИЗУЕМОСТЬ В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОАГРЕГАТАМИ

© 2009 А. И. Данилин<sup>1</sup>, А. Ж. Чернявский<sup>2</sup>

### <sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет <sup>2</sup>ОАО "АВТОВАЗ", управление главного механика, г. Тольятти

Приводится обзор методов и средств диагностики для контроля рабочего состояния лопаток турбомашин, определены и обоснованы информационные критерии нахождения дефектного состояния лопаток турбоагрегатов при использовании только периферийного датчика, представлены результаты компьютерного моделирования.

Турбомашина, турбина, лопатки, датчик, дискретно-фазовый метод, измерения, диагностика.

В настоящее время проблема контроля дефектного состояния лопаток турбомашин, находящихся в эксплуатации, осуществляется с помощью визуального осмотра лопаток с помощью технических эндоскопов, вихретоковых и магнитных дефектоскопов и некоторых других средств и методов. Это очень трудоемкая работа, требующая от технического персонала профессиональных навыков и ответственности. Кроме этого, практически все методы контроля предусматривают проведение контрольно-проверочных работ на остановленной турбине, что в свою очередь исключает те динамические нагрузки, действующие на лопатки, при которых в них возникают и развиваются дефекты. Поэтому лопатка, начинающая проявлять свои дефектные свойства под нагрузкой, не обязательно будет признана дефектной при её обследовании этими методами. Среди разнообразных методов диагностики и контроля деформационного состояния лопаток перспективным и единственным для работающих турбоагрегатов является бесконтактный дискретно-фазовый метод (ДФМ), позволяющий определять индивидуальное деформационное состояние каждой лопатки рабочего колеса турбомашины и строить на его основе системы автоматического управления (САУ) турбоагрегата-МИ.

Принципы ДФМ, реализация аппаратурных блоков и устройств достаточно подробно представлены в [1]. Суть ДФМ заключается в измерении временных интервалов между импульсами корневого и периферийного датчиков, их сопоставлении с геометрическим положением конкретной лопатки в колесе в определенные моменты времени и соответствующей интерпретации полученных значений в области механических напряжений и деформаций.

В разработках 1970-х годов ЭЛУРА, ЭЛИА, ЦИКЛ [1], предназначенных для определения деформационных характеристик лопаток ТРД, и в известной разработке НПП МЕРА «Комплекс для измерения вибраций», предназначенной для диагностики и контроля лопаток турбин, присутствуют корневые датчики. Это оправдано на стадии экспериментально-отладочных работ, когда требуется получить максимум информации о поведении и характеристиках лопаточного венца. Но в условиях эксплуатации турбоагрегатов глубокое препарирование, необходимое для установки корневых датчиков и возбудителей во внутреннем тракте турбоагрегата, неприемлемо и сдерживает применение ДФМ. Установка же в корпусе турбомашины над контролируемой ступенью только одного периферийного датчика является технологически вполне осуществимой операцией. Однако известные сигнализаторы [1] обрыва лопаток, работающие без корневых датчиков, регистрируют только свершившийся факт и не дают возможности предупредить о возникновении и развитии дефекта лопаток.

Существует информация о восстановлении корневых (опорных) лопаточных импульсов программно-аппаратными средствами [2] на основании измеренного периода вращения ротора турбины. Такой подход к реализации ДФМ вполне оправдан в случаях медленно меняющихся переходных режимов. В противном случае необходим подбор экстраполирующих полиномов, которые на переходных режимах, считающихся наиболее информативными в плане проявления дефектных свойств лопаток, будут обеспечивать адекватную расстановку импульсов, имитирующих корневые сечения лопаток. Замена реальных процессов экстраполирующими функциями для предсказания последующих периодов вращения ротора ведет к уменьшению точности измерений, к усложнению аппаратно-программной части контрольно-диагностических устройств и к снижению их надежности.

В 1984 году на основе разработок, расширяющих функциональные возможности ДФМ, были предложены оптоэлектронные способы его реализации [3], предназначенные для определения деформаций динамически нагруженных лопаток вращающихся колес турбомашин, посредством определения угловых положений торцов лопаток. В их основу положен физический принцип зависимости отражающих свойств материалов от качества их обработки и частоты электромагнитного излучения. Главным достоинством реализации оптоэлектронного дискретнофазового метода следует считать возможность определения деформаций лопаток, обусловленных высшими формами колебаний лопаток при отсутствии корневых датчиков. Однако быстрое загрязнение оптически активного окна оптоэлектронного преобразователя не позволяет широко использовать этот метод.

Логичный путь реализации эксплуатационно-приемлемого варианта ДФМ для дефектации лопаток состоит в том, что в условиях использования одного периферийного датчика, способного в течение длительного времени сохранять свою работоспособность, определить реализуемость необходимых информационно-диагностических параметров. Для нахождения информационных критериев оценки дефектного состояния лопаток при реализации ДФМ с одним периферийным датчиком была разработана в качестве примера модель функционирования реальной небандажированной консольно закрепленной лопатки первой ступени компрессора двигателя НК-12СТ. Для этого использовался компьютерный пакет моделирования и конечно-элементного анализа NASTRAN.

За исходные данные при моделировании были взяты реальные геометрические, массовые и прочностные характеристики лопаток колеса, его диска и направляющих аппаратов. На основании рабочих чертежей лопатки смоделированы параметры кривизны поверхности пера лопатки и величины переменных сечений по ее длине. Динамический режим лопаточного колеса моделировался введением параметров его вращательного движения и переменных нагрузок - давлений, имитирующих работу входного и выходного направляющих аппаратов. Динамическая модель позволила учесть действие аэродинамических и центробежных сил, определяющих поведение лопаток на рабочих режимах турбоагрегатов.

Известно [4], что в наибольшей степени дефектам подвержены те места поверхности лопатки, которые в динамическом режиме испытывают максимальные механические напряжения. Для лопатки первой компрессорной ступени двигателя НК-12СТ это зона поверхности пера лопатки вблизи корневого сечения. Поэтому в дальнейшем дефект типа усталостной трещины моделировался именно в этом месте. Размеры дефекта задавались относительной величиной  $h = S_d / S_s$ , где  $S_d\,$  - площадь дефекта,  $S_s\,$  - площадь сечения пера лопатки в месте дефекта. В зависимости от величины *h* оценивалась амплитуда А колебаний торца лопатки и изменение положения упругой линии лопатки, а также соответствующее ей отклонение d торца

соответствующее ей отклонение **d** торца лопатки от исходного бездефектного состояния на режиме рабочих оборотов ротора турбомашины. Графики этих зависимостей приведены на рис. 1.


Рис. 1. Графики изменения амплитуды колебаний (а) торца дефектной лопатки и отклонение (б) ее торца в зависимости от относительной площади дефекта

Анализ указанных зависимостей показывает, что изменение амплитуды колебаний торца лопатки по мере развития дефекта составляет 0,36 %, а отклонение торца относительно исходного состояния изменяется в большем диапазоне и составляет 9,43 % от среднего шага между лопатками.

Зная параметры усталостной прочности материала лопаток, можно ориентировочно оценить максимальные размеры дефекта, еще не приводящие к разрушению лопатки, и тем самым определить максимально допустимые перемещения торцов дефектных лопаток. В рассматриваемом примере  $d \approx 8.8$  мм для  $h \approx 0,534$ . Таким образом, результаты моделирования показывают, что наиболее явным диагностическим признаком дефектного состояния лопатки при реализации ДФМ с одним периферийным датчиком наряду с изменением амплитуды колебаний является изменение положения ее торца в лопаточном венце, т.е. изменение статических координат торца лопатки по мере развития дефекта. Под статическими координатами торца лопатки понимаются либо:

- координаты окружного статического отклонения торца от радиального направления оси лопатки. Требуется введение корневых датчиков или использование оптоэлектронных преобразователей. Поэтому в силу вышеуказанных причин не удовлетворяет условиям реализации эксплуатационно-приемлемых вариантов устройств; - координаты торца лопатки и их изменение по отношению к фиксированной точке ротора или диска лопаточного колеса, например, к оборотной метке. Недостаток этого варианта связан с тем, что оборотную метку формируют, как правило, в наиболее доступном месте, удаленном от контролируемых ступеней турбины на расстоянии порядка (1...3) м. Вследствие этого при изменениях нагрузки или режимов работы турбомашины меняется величина закрутки ротора турбины, что, в свою очередь, вносит заметную погрешность в определение статических координат торцов лопаток;

- взаимные координаты торцов лопаток, связанные со средним окружным шагом или средним временным интервалом между лопатками вращающегося колеса турбины и оценкой его изменения. Этот вариант определения статических координат торцов лопаток наиболее пригоден для построения контрольно-диагностической системы, работающей с одним периферийным датчиком, т.к. при получении информационных параметров физически исключаются многие мешающие факторы, присущие другим вариантам реализации ДФМ.

Для пояснения подходов к моделированию задачи определения количественных критериев реализации последнего варианта определения координат торцов лопаток на рис. 2 приведен элемент окружной развертки лопаточного венца, на которой представлены две соседние лопатки.



Рис. 2. Элемент окружной развертки лопаточного венца с двумя соседними лопатками на рабочем режиме турбоагрегата

На рабочем режиме турбины под действием газовых и центробежных сил упругая линия лопаток занимает усредненно-стационарное положение *OS*, которое в общем случае может отличаться от радиального направления *OR*. При наличии возбуждающих сил лопатки участвуют в колебательном процессе, который совершается относительно линии *OS*. Тогда усредненный шаг между торцами

лопаток определится величиной У с. Если, например, в *i*-ой лопатке начинает развиваться дефект, то это приводит к уменьшению жесткости лопатки и, соответственно, к уменьшению запаса прочности и нарушению исходного баланса механических напряжений в теле лопатки. Поэтому положение упругой линии лопатки в процессе ее динамического нагружения газовыми и центробежными силами начинает меняться. Дефектная лопатка получает дополнительный изгиб, и колебательные движения лопатки с изменившейся амплитудой А<sub>d</sub> начинают совершаться относительно новой упругой линии ОД. В этом случае шаг между торцами лопаток будет равен  $y_{ds}$ .

Отклонение торца лопатки от исходного бездефектного состояния

$$\boldsymbol{d} = \boldsymbol{y}_{ss} - \boldsymbol{y}_{ds}$$

или изменение статических взаимных координат торцов лопаток позволяет судить о деформационном состоянии лопатки и прогнозировать степень ее аварийности, причем этот диагностический признак не зависит от фазы и частоты колебаний лопаток. Необходимо заметить, что наличие бандажно-демпфирующих связей на лопаточных колесах не изменяет общих подходов к решению задачи, а только изменяет в определенной степени амплитуды колебаний и положение упругой линии лопатки.

В отношении амплитудного критерия оценки работоспособности лопаток согласно рис. 1 для исправных, бездефектных лопаток можно записать:

$$A_s = (y_{ssmax} - y_{ssmin})/4.$$

В соответствии с этой формулой для всех характерных режимов работы турбомашины можно определить среднюю амплитуду колебаний лопаток, а после статистического анализа выделить максимальные  $A_{max}$ и минимальные  $A_{min}$  значения амплитуд колебаний лопаток, которые при сравнении со средней амплитудой колебаний дают алгебраическую разность

$$D = A_{\max} - A_s = |A_{\min} - A_s|,$$

характеризующую конструктивно-технологические отклонения, имеющие место при изготовлении лопаток и облопачивании колеса.

Далее, учитывая данные средних амплитуд колебаний лопаток, в эксплуатационном режиме работы турбоагрегата постоянно определяется текущее среднее значение амплитуд колебаний лопаток  $A_{mek}$  и сравнивается со средним значением. Как только

$$\left|A_{\partial \hat{a}\hat{e}} - A_{s}\right| > D$$

принимается решение об изменении амплитуды колебаний *i*-ой лопатки, т.е. о появлении в ней дефекта. Для выявленного межлопаточного интервала амплитуда колебаний дефектной лопатки определяется следующим образом:

$$\begin{cases} y_{dsmax} = y_{ds} + A_d + A_s \\ y_{dsmin} = y_{ds} - A_d - A_s, \end{cases}$$

отсюда

$$A_d = \frac{y_{dsmax} - y_{dsmin}}{2} - A_s.$$

Таким образом, задача определения информационных критериев d и  $A_d$  в любом случае сводится к определению межлопаточных расстояний или временных интервалов между лопатками. При этом предполагается, что рассматриваемый дискретно-фазовый вариант определения деформационного состояния лопаток, частота колебаний которых не кратна частоте вращения ротора, строится в предположении, что в процессе накопления информации торцы соседних лопаток пройдут мимо периферийного датчика хотя бы один раз в фазах, соответствующих двум экстремальным значениям их колебательных процессов, т.е. между і-ой дефектной и k-ой исправной лопатками будут зафиксированы максимальный *y*<sub>dsmax</sub> и минимальный *y*<sub>dsmin</sub> шаги (рис. 2). Тогда:

$$y_{ds} = (y_{dsmax} + y_{dsmin}) / 2$$

Очевидно, что увеличение времени накопления позволит с большей вероятностью правильно зафиксировать максимальный и минимальный шаг между лопатками и, соответственно, определить межлопаточный интервал с дефектной лопаткой.

В условиях эксплуатационного рабочего режима работы турбоагрегата время накопления информационного параметра ограничено, с одной стороны, временем развития дефекта лопатки, а с другой, – надежностью проводимых измерений. Поэтому необходимо определить то минимальное время накопления информации, при котором с заданной

достоверностью можно утверждать, что  $y_{ds}$  мало отличается от истинного значения.

В соответствии с методикой, предложенной в [1], можно допустить, что колебания торцов соседних лопаток представляют собой детерминированные или случайные стационарные процессы  $y_i(t)$  и  $y_k(t)$  с размахом колебаний  $2A_d$  и  $2A_s$  соответственно и случайными начальными фазами. Тогда величину шага между торцами этих лопаток на основании рис. 2 можно представить:

$$y_{ik}(t) = y_{ds} + y_i(t) + y_k(t)$$

Амплитудные изменения процессов  $y_i(t)$  и  $y_k(t)$ , как отмечалось выше, формируют экстремальные значения:

$$y_{ikmax} = y_{ds} + A_s + A_d$$
и

$$y_{ikmin} = y_{ds} - A_s - A_d$$
, тогда

$$y_{ikmax} - y_{ikmin} = 2(A_s + A_d)$$

При условии, что  $y_{ik}(t)$  отсчитываются через одинаковые интервалы, равные времени одного оборота ротора, необходимо определить такое число периодов ротора N, чтобы разница между отсчетами, которые дают максимальное и минимальное значения информационного параметра, с заданной вероятностью P отличалась от размаха

 $2(A_s + A_d)$  не более чем на e, т.е.:

$$P[2(A_s + A_d) - (y_{ikmax} - y_{ikmin})] \le e$$

В такой общей постановке задача могла бы быть решена при известных статистических характеристиках колебательных процессов [1], таких, как плотность распределения вероятности и функции корреляции процессов. Поскольку заранее эти характеристики неизвестны, то оценка *P* может быть получена лишь после проведения измерений. Для предварительной оценки необходимого числа отсчетов можно допустить, что колебания торцов лопаток происходят по чисто гармоническому закону со случайной начальной фазой и случайным отношением частоты колебаний к частоте вращения ротора (частоте отсчетов).

Тогда колебания торцов *i*-ой и *k*-ой лопаток представятся выражениями:

$$y_i = A_d Sin[2p(n+j_i)]$$
и  
 $y_k = A_s Sin[2p(n+j_k)],$ 

где  $j_i$  и  $j_k$  - фазы колебаний торцов соответствующих лопаток, n - величина кратности. Поэтому шаг между торцами лопаток определится как

$$y_{ik} = y_{ds} + \left\{ A_s Sin \left[ 2p \left( n + j_i \right) \right] + A_d Sin \left[ 2p \left( n + j_k \right) \right] \right\} = y_{ds} + y_n.$$

Таким образом, слагаемое  $y_n$  будет формировать и определять экстремальные приращения к шагу  $y_{ds}$ . Плотность распределения параметра  $y_{ik}$  можно определить методом статистических испытаний Монте-Карло [5], используя компьютерное моделирование. Для каждого числа последовательных периодов вращения ротора N было проведено  $10^5$  испытаний, в каждом из которых вычислялось N значений  $y_{ik}$  (индекс ik = 1, 2,...,N) по формуле

$$y_{ik} = y_{ds} + y_n \,,$$

при этом полагалось, что  $y_{ds} = const$ . Величины кратности *n* (отношения частоты вращения ротора к частоте колебаний лопатки) и фазовых значений  $j_i$  и  $j_k$  для каждого испытания задавались с помощью трех различных некоррелированных генераторов случайных чисел с равномерным распределением. Всего было проведено 90 серий таких испытаний для числа периодов вращения ротора N = 10, 11, 12, ..., 99, 100. В каждой серии вычислялась вероятность

$$P\Big[2\big(A_s+A_d\big)-\big(y_{ikmax}-y_{ikmin}\big)\Big] \le e$$

для различных значений ошибки *е*. Результаты расчетов приведены на рис. 3.

Данные кривые позволяют определить доверительную вероятность того, что при анализе N периодов вращения ротора статистическая погрешность определения межлопаточного интервала между лопатками не превзойдет априори выбранной величины е. Например, при допустимой погрешности e = 5 % и достоверности измерений P = 0.95необходимое число отсчетов составляет 50. Это означает, что на рабочих оборотах ротора, например двигателя НК-12СТ (8200 об/мин), время, необходимое для регистрации информационного параметра, составит примерно 0,37 секунд. Пользуясь полученными графиками, можно ориентировочно выбирать необходимое в каждом конкретном случае время накопления информации. Иначе говоря, если известно ориентировочное время развития дефекта, то можно как с большей, так и с меньшей точностью и достоверностью оценивать деформационное состояние лопаток.

Опыт практической эксплуатации, например изделия НК-12СТ, на газокомпрессорных станциях (ГКС) показывает, что с



Рис. 3. Зависимость достоверности определения межлопаточного интервала от числа оборотов ротора турбоагрегата для различных значений допустимой ошибки

момента появления характерных предаварийных признаков, таких, как изменение спектра вибраций корпуса ГТД, изменение частоты акустических шумов до аварийного выхода из строя изделия проходит не менее (10...30) с. По результатам же многих лабораторных и стендовых испытаний [6] зафиксировано, что развитие такого дефекта, как трещина в корневом сечении лопатки, от начала его надежной регистрации приборами ДФМ до поломки лопатки занимает от нескольких десятков минут до нескольких десятков часов в зависимости от длительности работы турбины на режимах, возбуждающих резонансные колебания. Время же, необходимое для изменения режима работы системами автоматического управления турбомашины (вплоть до аварийного останова двигателя), по техническим характеристикам турбомашин составляет (0,5...2) с. Поэтому при быстродействии измерительной аппаратуры порядка (0,5...1) с имеется значительный временной запас на обработку информации, принятие решения и исключение предаварийной либо аварийной ситуации по причине поломки лопатки турбоагрегата.

Таким образом, анализ результатов моделирования показывает, что контрольнодиагностические критерии - изменение статических координат торцов лопаток и амплитуда их колебаний, - определяющие рабочее состояние лопаток, в варианте реализации ДФМ с одним периферийным датчиком вполне реализуемы, а достоверность информации и время, необходимое для ее получения, вполне согласуются с быстродействием САУ режимами работы турбомашины.

#### Библиографический список

1. Заблоцкий, И. Е. Бесконтактные измерения колебаний лопаток турбомашин/ И. Е. Заблоцкий, Ю. А. Коростелев, Р. А. Шипов. - М.: Машиностроение, 1977. - 160 с.

2. Олейников, В. А. Дискретно-фазовый метод измерения деформаций лопаток роторов ГТД без использования корневых датчиков/ В. А. Олейников, А. А. Ермаков // Авиационная промышленность. - 1986. № 9. - С. 31-33.

3. Данилин, А. И. Оптоэлектронный дискретно-фазовый метод определения деформационных параметров лопаток турбомашин / А. И. Данилин // Вестник Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2000. № 1(3). - С. 74-81.

4. Гуров, А. Ф. Конструкция и проектирование двигательных установок/ А. Ф. Гуров, Д. Д. Севрук, Д. Н. Сурнов; под ред. А. Ф. Гурова. - М.:Машиностроение, 1980. -320 с.

5. Бусленко, Н. П. Метод статистичес-

## References

1. Zablotsky, I. Ye. Contactless measurements of turbomachine blade vibrations / I. Ye. Zablotsky, Yu. A. Korostelev, R. A. Shipov. – Moscow: Machinostroyeniye, 1977 – 160 pp.

2. Oleynikov, V. A. Discrete phase method of measuring gas-turbine engine rotor blade deformations without using root sensors / V. A. Oleynikov, A. A. Yermakov // Aircraft industry. – 1986. – No. 9. – pp. 31-33.

3. Danilin, A. I. Optoelectronic discrete phase method of determining turbomachine blade deformation parameters / A. I. Danilin // Vestnik (bulletin) of Samara State Aerospace University. – 2000. – No. 1(3). – pp. 74-81. ких испытаний (Монте-Карло) и его реализация в цифровых машинах / Н. П. Бусленко, Ю. А. Шрайзер. - М.:Физматгиз, 1961. - 226 с.

6. Определение резонансных частот экспериментальных лопаток первой ступени ротора компрессора НК-12СТ: Отчет СИ-38-81М. Свидетельство №10153/ ПО им.Фрунзе ЦЗЛ. Куйбышев, 1988. - 14 с.

4. Gurov, A. F. Construction and design of propulsion systems / A. F. Gurov, D. D. Sevruk, D. N. Surnov edited by A. F. Gurov. – Moscow: Machinostroyeniye, 1980. – 320 pp.

5. Buslenko, N. P. Monte Carlo method and its realization in digital machines / N. P. Buslenko, Yu. A. Shraiser. – Moscow: Fizmatgiz, 1961. – 226 pp.

6. Defining resonance frequencies of experimental blades of NK-12ST compressor rotor first stage: Report CI-38-81M. Certificate No. 10153 / Production Association named after Frunze, Central Plant Laboratory. Kuibyshev, 1988. – 14 pp.

# CRITERIA OF DISCRETE PHASE CONTROL OF BLADE WORKING CONDITION AND THEIR FEASIBILITY IN SYSTEMS OF TURBINE DRIVEN SET AUTOMATIC CONTROL

© 2009 A. I. Danilin<sup>1</sup>, A. Zh. Tchernyavsky<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University <sup>2</sup>Joint Stock Company "Avtovaz", chief mechanic's office, Togliatti

The paper presents a brief survey of diagnosis methods and means for the control of working condition of turbomachine blades. Information criteria of detecting the faulty state of turbomachine blades, in case of using a peripheral sensor only, are defined and justified. The results of computer modeling are presented.

Turbomachine, turbine, blades, sensor, discrete phase method, measurements, diagnosis.

# Информация об авторах

Данилин Александр Иванович, кандидат технических наук, доцент кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем Самарского государственного аэрокосмического университета, e-mail: <u>aidan@ssau.ru</u>. Область научных интересов: разработка методов и электронной аппаратуры для определения параметров эксплуатационного состояния лопаток турбоагрегатов. **Чернявский Аркадий Жоржевич**, ведущий инженер, ОАО АВТОВАЗ, управление главного механика, отдел координации развития АСУ "Ремонт", e-mail: <u>ark@vaz.ru</u>. Область научных интересов: разработка электронной аппаратуры для определения параметров эксплуатационного состояния лопаток турбоагрегатов.

**Danilin Alexander Ivanovitch**, candidate of technical science, associate professor of the department of radioengineering and medical diagnosis systems, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>aidan@ssau.ru</u>. Area of research: developing methods and electronic equipment for defining parameters of turbine driven set blade working condition.

**Tchernyavsky Arkady Zhorzhevitch**, leading engineer, joint-stock company "Avtovaz", chief mechanic's office, department of automatic control system development coordination "Remont", e-mail: <u>ark@vaz.ru</u>. Area of research: developing methods and electronic equipment for defining parameters of turbine driven set blade working condition.

#### УДК 621.787:539.319

# УЧЁТ СТЕПЕНИ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ

#### © 2009 В. А. Кирпичёв

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Установлено, что с увеличением степени концентрации напряжений коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости уменьшается.

Степень концентрации напряжений, предел выносливости, коэффициент влияния остаточных напряжений.

Рассматривалось влияние остаточных напряжений на предел выносливости упрочнённых поверхностным пластическим деформированием цилиндрических образцов с такими концентраторами напряжений, как надрез, галтель, напрессованная втулка и резьба. При этом концентраторы наносились на гладкие образцы как до упрочнения (галтель), так и после упрочнения (надрез и резьба) образца.

Остаточные напряжения в гладких упрочнённых образцах диаметром 10 мм определялись методом снятия части поверхности [1]. Остаточные напряжения в образцах диаметром 15, 16 и 25 мм определялись методом колец и полосок [2]. Для этого гладкие образцы предварительно рассверливались и растачивались до толщины стенки 2 мм, дополнительные напряжения при этом измерялись по методике [3] с помощью тензорезисторов. Остаточные напряжения сплошных образцов находились как сумма напряжений, вычисленных по результатам исследования колец и полосок, и дополнительных напряжений за счёт расточки.

Дополнительные остаточные напряжения, возникающие за счёт перераспределения остаточных усилий гладкого упрочнённого образца при нанесении надреза и нарезании резьбы, определялись методом конечных элементов с использованием остаточных напряжений гладкого образца. При суммировании дополнительных напряжений с исходными получались остаточные напряжения в образце с надрезом и резьбой. Оценка влияния сжимающих остаточных напряжений на приращение предела выносливости  $Ds_{-1}$  производилась по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений  $\overline{s}_{i\,\delta\delta}$  [4]

$$\Delta \boldsymbol{s}_{-1} = \boldsymbol{y}_{s} | \boldsymbol{s}_{\text{OCT}} |, \qquad (1)$$

где  $\overline{y_s}$  – коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости по раз-

рушению; 
$$\overline{s}_{1NO} = \frac{2}{p} \int_{0}^{1} \frac{s_z(x)}{\sqrt{1-x^2}} dx$$
;  $s_z(x) - \frac{1}{p} \int_{0}^{1} \frac{s_z(x)}{\sqrt{1-x^2}} dx$ 

осевые остаточные напряжения в наименьшем сечении образца (детали) с концентратором;  $\mathbf{x} = \dot{a} / t_{\dot{e}\delta}$  – расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях  $t_{\dot{e}\delta}$ ;  $t_{\dot{e}\delta}$  – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей в упрочнённом образце с концентратором при работе на пределе выносливости.

Теоретический коэффициент концентрации напряжений *a<sub>s</sub>* для надрезов и галтелей определялся по графикам работы [5], свободной резьбы (без гайки) и напрессованной втулки – по данным работы [6], резьбы с гайкой – по данным работы [7].

Надрез. Исследовались цилиндрические образцы с круговыми надрезами полукруглого профиля из стали ЗОХГСА и 40Х, механические характеристики которых представлены в табл. 1.

Материал	σ <sub>0,2</sub> , МПа	σ <sub>Â</sub> , ΜΠα	<b>d</b> , %	ψ,%	$S_k$ , МПа
30ХГСА	536	788	18,9	65,9	1484
40X	444	751	17,6	60,7	1330

Таблица 1. Механические характеристики материалов

Гладкие образцы диаметром 15 мм из стали ЗОХГСА подвергались гидродробеструйной обработке (ГДО) по режиму: давление масла – 0,28 МПа, диаметр шариков – 2 мм, время обработки – 8 мин и обкатке роликом (ОР) по режиму: усилие обкатки – 0,5 кН, число оборотов образца – 400 об/мин, подача – 0,11 мм/об, диаметр ролика – 60 мм, профильный радиус ролика – 1,6 мм. Распределение осевых о, остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя а в гладких образцах представлено на рис. 1,а. На упрочнённые и неупрочнённые образцы безнаклёпным способом с использованием электрополирования наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиуса R == 0,3 и 0,5 мм. Осевые  $\sigma_z$  остаточные напряжения в наименьшем сечении надрезанных образцов приведены на рис. 1,б.

Можно видеть, что в обкатанных образцах с надрезом действуют значительные сжимающие остаточные напряжения, достигающие для стали 30ХГСА 1530 МПа и существенно превышающие не только предел текучести, но и предел прочности материала. Объясняя это явление, необходимо учесть, что упрочнённый поверхностный слой материала имеет механические характеристики, превышающие средние механические характеристики всего образца (детали), так как предел текучести поверхностного слоя в результате наклёпа может достигать величины истинного сопротивления разрыву  $S_k$ . Кроме того, в работе [3] показано, что при плоском напряжённом состоянии остаточные напряжения могут быть выше предела текучести на 15 %. Следовательно, в нашем случае для стали 30ХГСА наибольшие сжимающие остаточные напряжения могут достигать 1700 МПа.

Гладкие образцы диаметром 25 мм из стали 40Х упрочнялись обкаткой роликом (OP) по тому же режиму, что и образцы из стали 30ХГСА, с увеличением усилия обкатки до 1,0 кН. На гладкие образцы наносились надрезы радиуса R = 1,0 мм. Осевые остаточные напряжения  $\sigma_z$  гладких образцов приведены на рис. 1,а, надрезанных – на рис. 1,б.

Испытания образцов из стали 30ХГСА на усталость при чистом изгибе с вращением в случае симметричного цикла проводились на машине МУИ-6000, образцов из стали 40Х – при поперечном изгибе на машине УММ-01 [8], база испытаний – 3.10<sup>6</sup> цик-



Рис. 1. Осевые остаточные напряжения в гладких образцах (a) и в образцах с надрезом (б) из сталей 30ХГСА (1, 2) и 40Х (3): 1 – ГДО, R=0,3 мм; 2 – ОР, R=0,3 мм; 2 – ОР, R=0,5 мм; 3 – ОР, R=1,0 мм

лов нагружения. Значения теоретического коэффициента концентрации напряжений  $a_s$ , предела выносливости  $S_{-1}$ , критической глубины нераспространяющейся трещины усталости  $t_{\hat{e}\hat{o}}$ , критерия  $\overline{s}_{\hat{l}N\hat{o}}$  и коэффициента  $\overline{y}_s$ представлены в табл. 2. Из данных табл. 2 видно, что коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости при симметричном цикле  $\overline{y}_s$  в данном случае составляет в среднем 0,358, что практически совпадает со значением  $\overline{y}_s = 0,36$ , установленным в [9] для образцов с такой же концентрацией напряжений.

**Галтель.** Образцы из сталей ЗОХГСА, 45, 12Х18Н10Т и сплава Д16Т (табл. 3) диаметром 10 мм в гладкой части с галтелью радиуса *R* подвергались обработке микрошариками (ОМ) диаметром 0,10-0,15 мм на роторной установке в течение трёх минут. Обработка образцов микрошариками осуществлялась перпендикулярно их оси, поэтому упрочнялась лишь цилиндрическая часть поверхности с галтелью, а боковая поверхность оставалась в исходном состоянии, то есть без упрочнения. В связи с этим на основании работы [10] остаточные напряжения в галтели не будут заметно отличаться от напряжений гладкой части образца. Поэтому для вычисления критерия  $\overline{s}_{iNO}$  использовались эпюры осевых  $\sigma_z$  остаточных напряжений гладких образцов, приведенные на рис. 2.

Испытания образцов с галтелью на усталость при чистом изгибе с вращением в случае симметричного цикла проводились на машине МУИ-6000, база испытаний –  $3 \cdot 10^6$  циклов нагружения для образцов из сталей и  $10 \cdot 10^6$  циклов – из сплава Д16Т. Значения коэффициента  $a_s$ , предела выносливости  $S_{-1}$ , глубины  $t_{ed}$ , критерия  $\overline{s}_{1N0}$  и коэффициента  $\overline{y}_s$  представлены в табл. 4. Можно видеть, что и в этом случае коэффициенты  $\overline{y}_s$  для

			Упрочнённые образцы					
Материал	Радиус надреза <i>R</i> , мм	<i>a<sub>s</sub></i>	Неупроч- нённые образцы σ <sub>-1</sub> , МПа	упроч- няющая обработка	<i>s</i> _₁, МПа	$t_{\acute{e}\acute{o}},$ MM	- Sino, MΠa	$\overline{y}_s$
30ХГСА	0,3 2,78	2.78	177,5	ГДО	255	0,309	-200	0,387
		_,. 0		OP	360	0,314	-507	0,360
	0,5	2,43	180	OP	327,5	0,300	-422	0,350
40X	1,0	2,45	160	OP	257,5	0,490	-110	0,334

Таблица 2. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений

Таблица 3. Механические характеристики материалов

Материал	$oldsymbol{s}_{\scriptscriptstyle 0,2}$ , МПа	$oldsymbol{s}_{\hat{A}},$ M $\Pi$ a	<b>d</b> , %	У,%	$S_k$ , МПа
30ХГСА	536	788	18,9	65,9	1484
сталь 45	422	710	19,7	41,4	1079
12X18H10T	281	646	50,8	65,6	1444
Д16Т	410	557	15,0	23,1	728



Рис. 2. Осевые остаточные напряжения в гладких образцах после обработки микрошариками: 1 – 30ХГСА, 2 – сталь 45, 3 – 12Х18Н10Т, 4 – Д16Т

образцов с близкими коэффициентами концентрации отличаются незначительно.

Втулка, напрессованная на вал. Гладкие образцы диаметром 25 мм из стали 40Х (табл. 1) подвергались обкатке роликом (ОР) по режиму: усилие обкатки – 1,0 кН, число оборотов образца – 400 об/мин, подача – 0,11 мм/об, диаметр ролика – 60 мм, профильный радиус ролика – 1,6 мм. Распределение осевых остаточных напряжений представлено на рис.1,а (эпюра 3).

Испытания образцов с напрессованной втулкой на усталость при поперечном изгибе в случае симметричного цикла проводились на машине УММ – 01 [8], база испытаний –  $3 \cdot 10^6$  циклов нагружения. Значения коэффициента  $a_s$ , предела выносливости  $s_{-1}$ , глубины  $t_{ed}$ , критерия  $\overline{s}_{i NO}$  и коэффициента  $\overline{y}_s$  представлены в табл. 4. Из данных табл. 4 следует, что для образцов с напрессованной втулкой коэффициент  $\overline{y}_s$  заметно (в 1,4 раза) меньше, чем для других концентраторов напряжений. Это объясняется тем, что через напрессованную втулку передаётся усилие и коэффициент концентрации  $a_s$  в этом случае заметно выше, чем для надреза и галтели.

Резьба. Гладкие образцы диаметром 16 мм из сталей 30ХГСА ( $S_{0.2} = 920$  МПа,  $s_{a} = 1040 \text{ MIIa}, d = 11 \%, y = 46 \%, S_{b} = 1662$ МПа) и 40Х (табл. 1) подвергались обкатке на трёхроликовом приспособлении роликами диаметром 50 мм и профильным радиусом 13 мм при числе оборотов заготовки 400 об/мин и подаче 0,43 мм/об. Усилие обкатки для образцов из стали ЗОХГСА принималось равным 4,3; 6,45; 8,6 и 10,75 кН, из стали 40Х – 10,75 кН. Затем на упрочнённых и неупрочнённых образцах фасонным резцом нарезалась резьба М16х2 глубиной 1,23 мм и радиусом закругления впадин R = 0.3 мм. Для уменьшения остаточных напряжений от фасонного резца резьба нарезалась в несколько проходов, последний проход – с минимальной толщиной стружки. Распределение осевых  $s_z$  остаточных напряжений в гладких образцах и в образцах с резьбой представлено на рис.3.

Испытания на усталость при чистом изгибе с вращением в случае симметричного цикла резьбовых образцов из стали 30ХГСА со свободной резьбой (без гайки) проводились на машине НУ – 3000, база испытаний

	Ралиус		Неупроч-	Упрочнённые образцы				
Материал	надреза <i>R</i> , мм	$a_s$	ненные образцы σ <sub>-1</sub> , МПа	упрочня- ющая обработка	<b>s</b> , МПа	$t_{_{\hat{e}\hat{\delta}}},$ MM	- sîñò, ΜΠa	$\overline{y}_s$
30ХГСА	0,1	3,61	155	OM	180	0,217	-74,8	0,335
сталь 45	0,125	3,43	117,5	OM	152,5	0,225	-95,3	0,367
12X18H10T	0,15	3,22	150	OM	220	0,220	-180	0,389
Д16Т	0,08	3,81	42,5	OM	72,5	0,220	-81,5	0,368
40X	—	4,48	162,5	OP	285	0,523	-484	0,253

Таблица 4. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений



Рис. 3. Осевые остаточные напряжения в гладких образцах (а) и в резьбовых образцах (б) из сталей 30ХГСА (1-4) и 40Х (5) после обкатки с усилием: 1 – 4,3 кН; 2 – 6,45 кН; 3 – 8,6 кН; 4,5 – 10,75 кН

 $3 \cdot 10^6$  – циклов нагружения. Значения коэффициента  $a_s$ , предельной амплитуды  $S_{Ra}$ , глубины  $t_{eo}$ , критерия  $\overline{s}_{1NO}$  и коэффициента  $\overline{y}_s$  приведены в табл. 5. И в этом случае коэффициент  $\overline{y}_s$ , равный в среднем 0,369, близок к значению 0,36 [9] для образцов с аналогичной концентрацией напряжений.

Испытания на усталость резьбовых образцов из стали 40Х с гайкой проводились при асимметричном цикле растяжения с средним напряжением  $S_m$  на испытательном комплексе УМП – 02 [8]. Из табл. 5 видно, что в этом случае коэффициент  $\overline{y}_s = 0,111$  существенно меньше, чем для образцов из стали 30ХГСА со свободной резьбой (без гайки) и объясняется бульшей концентрацией напряжений для резьбы с гайкой [7].

Таким образом, на основании проведенных исследований и известных литературных данных установлено, что при изгибе и растяжении-сжатии в случае симметричного цикла нагружения для образцов (деталей) с концентраторами, теоретический коэффициент концентрации которых составляет  $a_s =$ = 2,4-3,8, коэффициент  $\overline{y}_s$  в формуле (1) можно в среднем принять равным 0,36. Этот вывод справедлив для образцов из различных материалов и с различными концентраторами напряжений (надрез, галтель, свободная резьба). Если же через концентратор передаётся усилие, что повышает концентрацию напряжений, то коэффициент  $\overline{Y}_{c}$  будет меньше. Так, для вала с напрессованной втулкой коэффициент  $\overline{y}_s = 0,25$ , для резьбовой детали с гайкой –  $\overline{y}_{s} = 0,11.$ 

Материал	$a_s$	Усилие обкатки, кН	$oldsymbol{s}_{\scriptscriptstyle m},$ МПа	<b>s</b> <sub>Ra</sub> , МПа	$t_{_{\hat{e}\hat{\delta}}},$ MM	- s <sub>î Ñò</sub> , ΜΠa	$\overline{y}_s$
30ХГСА	2,6	без обкатки	0	284	_	_	_
		4,3	0	375	0,296	-232	0,392
		6,45	0	384	0,302	-260	0,385
		8,6	0	398	0,294	-322	0,354
		10,75	0	409	0,301	-362	0,345
40X	6,2	без обкатки	93	93	_	_	_
		10,75	131	131	0,298	-341	0,111

Таблица 5. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений

Линейная аппроксимация методом наименьших квадратов значений коэффициента влияния остаточных напряжений на предел выносливости по разрушению  $\overline{y}_s$  от величины теоретического коэффициента концентрации напряжений  $a_s$  даёт для описанных в настоящем исследовании опытов следующую зависимость:

$$y_s = 0,612-0,081 a_s$$
. (2)

Таким образом, для прогнозирования приращения предела выносливости при изгибе и растяжении-сжатии в случае симметричного цикла упрочнённых деталей с различной степенью концентрации напряжений представляется возможным использовать формулу (1), коэффициент  $\overline{y}_s$  в которой определяется зависимостью (2) по известному теоретическому коэффициенту концентрации напряжений  $a_s$ .

#### Библиографический список

1. Иванов С. И., Григорьева И. В. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом снятия части поверхности // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций. – Куйбышев: Труды КуАИ, 1971. – Вып. 48. – С. 32-42.

2. Иванов С. И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Остаточные напряжения. –

#### References

1. Ivanov S. I., Grigoryeva I. V. Determining residual stresses in a cylinder by removing part of the surface // Issues of aircraft structural element strength. – Kuibyshev: KuAI transactions, 1971 – issue 48. – pp. 32-42.

2. Ivanov S. I. Determining residual stress in a cylinder by the method of rings and stripes. // Residual stresses: KuAI transactions, 1971 – issue 53. – pp. 32-42.

3. Birger I. A. Residual stresses. – Moscow: Mashgis, 1963 – 232 p.

4. Pavlov V. F. Relation between residual stress and endurance limit in case of bending in conditions of stress concentration // Izvestiya

Куйбышев: Труды КуАИ, 1971. – Вып. 53. – С. 32-42.

3. Биргер И. А. Остаточные напряжения. – М.: Машгиз, 1963. – 232 с.

4. Павлов В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №. 8. – С. 29-32.

5. Петерсон Р. Е. Коэффициенты концентрации напряжений. – М.: Издательство «МИР», 1977. – 304 с.

6. Серенсен С. В., Когаев В. П., Шнейдерович Р. М. Несущая способность и расчёт деталей машин на прочность. – М.: Машиностроение, 1975. – 488 с.

7. Биргер И. А., Иосилевич Г. Б. Резьбовые соединения. – М.: Машгиз, 1973. – 256 с.

8. Филатов Э. Я., Павловский В. Э. Универсальный комплекс машин для испытания материалов и конструкций на усталость. – Киев: Наукова думка, 1985. – 92 с.

9. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Иванов В. Б. Остаточные напряжения и сопротивление усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 64 с.

10. Павлов В. Ф., Столяров А. К. Влияние схем поверхностного деформирования на распределение остаточных напряжений в области концентратора // КуАИ. – Куйбышев. – 1985. – 7 с. – Деп. в ВИНИТИ 12.11.85, № 1870 – В 86.

vuzov. Machinostroyeniye. – 1986. – No. 8. – pp. 29-32.

5. Peterson R. Ye. Stress concentration coefficients. – Moscow: Publishing house "MIR", 1977. – 304 pp.

6. Serensen S. V., Kogayev V. P., Shneiderovitch R. M. Bearing capacity and strength analysis of machine elements. – Moscow: Machinostroyeniye, 1975. – 488 pp.

7. Birger I. A., Iosilevitch G. B. Threaded connections. – Moscow: Mashgiz, 1973. – 256 pp.

8. Filatov E. Ya., Pavlovsky V. E. A universal machine complex for fatigue tests of materials and structures. – Kiev: Naukova dumka, 1985. – 92 pp.

9. Pavlov V. F., Kirpitchyov V. A., Ivanov V. B. Residual stress and fatigue strength of strengthened part with stress concentrators. – Samara: Publishing house of Samara Science Centre Russian Academy of Science, 2008. – 64 pp.

10. Pavlov V. F., Stolyarov A. K. The effect of surface deformation patterns on residual stress distribution in the concentrator area // KuAI. – Kuibyshev. – 1985. – 7 pp. – Dep. at All-Russian Institute of Scientific and Technical Information 12.11.85. No. 1870-B86.

# TAKING ACCOUNT OF STRESS CONCENTRATION DEGREE WHEN FORECASTING THE FATIGUE STRENGTH OF STRENGTHENED PART

## © 2009 V. A. Kirpitchyov

## Samara State Aerospace University

It is established that the coefficient of residual stress influence on the endurance limit decreases as the stress concentration degree increases.

Stress concentration degree, endurance limit, residual stress influence coefficient.

## Информация об авторах

Кирпичёв Виктор Алексеевич, доцент кафедры сопротивления материалов, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>, область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Kirpitchyov Viktor Alexeyevitch**, associate professor of the department of strength of materials, candidate of technical sciences, associate professor, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>. Area of research: mechanics of residual stress.

УДК 621.787:539.319

# ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДРОБЬЮ ДЕТАЛЕЙ С КОНЦЕНТРАТОРОМ ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ ОБРАЗЦА-СВИДЕТЕЛЯ

#### © 2009 В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Для гладкой цилиндрической детали с отверстием в случае опережающего поверхностного пластического деформирования (ОППД) вычислены дополнительные напряжения после нанесения кругового надреза полукруглого профиля. Установлено, что при одних и тех же остаточных напряжениях гладкой детали дополнительные напряжения в наименьшем сечении равны напряжениям сплошной детали с поперечным размером, равным удвоенной толщине стенки.

Выявлена возможность определения остаточных напряжений в упрочнённых деталях с концентраторами по остаточным напряжениям образцов-свидетелей, обработанных одновременно с деталями.

Опережающее поверхностное пластическое деформирование, степень концентрации напряжений, прогнозирование предела выносливости.

В современном машиностроении широкое применение находят различные методы поверхностного пластического деформирования (ППД) и опережающего поверхностного пластического деформирования (ОППД), приводящие к повышению сопротивления усталости деталей, особенно в условиях концентрации напряжений. Наиболее широко в промышленности применяются такие методы упрочнения, как пневмо- и гидродробеструйная обработка, обработка микрошариками, так как эти методы позволяют упрочнять детали сложной формы. Повышение сопротивления усталости деталей связано с возникновением в их тонком поверхностном слое сжимающих остаточных напряжений. Предложенный в [1,2] критерий среднеинтеграль-

ных остаточных напряжений  $s_{ocm}$  позволяет прогнозировать приращение предела выносливости в случае симметричного цикла  $\Delta P_{-1}$ упрочнённой детали по известному распределению остаточных напряжений в области концентратора по следующей зависимости:

$$DP_{-1} = \overline{y}_p \left| \overline{s}_{i \, \hat{n} \hat{o}} \right|, \tag{1}$$

где  $\bar{y}_p$  - коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости, кото-

рый для концентраторов типа надреза, галтели, свободной резьбы (без гайки) равен в случае растяжения-сжатия и изгиба 0,36, в случае кручения – 0,18 [2].

Критерий  $\bar{s}_{i\hat{n}\hat{o}}$  вычисляется по формуле

$$\overline{\mathbf{S}}_{i\,\tilde{n}\hat{o}} = \frac{2}{p} \int_{0}^{1} \frac{\mathbf{S}_{z}(\mathbf{X})}{\sqrt{1-\mathbf{X}^{2}}} d\mathbf{X}, \qquad (2)$$

где  $S_z(\mathbf{X})$  - осевые остаточные напряжения в наименьшем сечении детали по толщине поверхностного слоя *a*;  $\mathbf{X} = a/t_{\hat{e}\hat{o}}$  - расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях  $t_{\hat{e}\hat{o}}$ ;  $t_{\hat{e}\hat{o}}$  - критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе детали на пределе выносливости.

Измерение (определение) остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений является достаточно сложной и трудоёмкой задачей, поэтому возникает необходимость в выявлении возможности определения остаточных напряжений в упрочнённых деталях с концентраторами по остаточным напряжениям образцов-свидетелей, обработанных одновременно с деталями.



Рис. 1. Образец для определения остаточных напряжений

В исследовании [3] для различных вариантов распределения остаточных напряжений гладкой цилиндрической детали с отверстием в случае опережающего поверхностного пластического деформирования (ОППД) аналитическим методом и методом конечных элементов были вычислены дополнительные напряжения после нанесения кругового надреза полукруглого профиля. Было установлено, что при одних и тех же остаточных напряжениях гладкой детали дополнительные напряжения в наименьшем сечении практически не отличаются для детали одинаковой толщины, не зависят от диаметра и равны напряжениям сплошной детали с поперечным размером, равным удвоенной толщине стенки. На основании этой закономерности представляется возможным прогнозировать приращение предела выносливости детали большого диаметра в условиях концентрации напряжений по остаточным напряжениям образца-свидетеля. Однако это утверждение требует экспериментального подтверждения.

Для расчёта дополнительных напряжений следует иметь распределение остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя гладкой детали, которое определяется экспериментально. В связи с этим возникает необходимость исследования остаточных напряжений в цилиндрических деталях различного диаметра.

В настоящем исследовании были изучены остаточные напряжения в гладких цилиндрических образцах с отверстием (рис. 1) из стали 45 ( $s_a = 757$  МПа,  $s_{0,2} = 411$  МПа, d = 17,4%, y = 39,6%,  $S_k = 1097$  МПа) и сплава Д16Т ( $s_a = 547$  МПа,  $s_{0,2} = 426$  МПа, d = 14,8%, y = 16,5%,  $S_k = 647$  МПа) после гидродробеструйной обработки на режимах: давление масла – 0,28 МПа (сталь 45); 0,19 МПа (Д16Т); диаметр шариков – 2 мм; время обработки – 8 мин.

Размеры образцов приведены в таблице, где D – наружный диаметр, d – диаметр отверстия.

Осевые  $S_z$  и окружные  $S_q$  остаточные напряжения в образцах диаметром 10 мм определялись методом снятия части поверхности [4], в образцах диаметром 15-50 мм - методом колец и полосок [5]. Эпюры остаточных напряжений приведены на рис. 2.

Из приведенных на рис. 2 данных видно, что остаточные напряжения в цилиндрических образцах различного диаметра, но одинаковой толщины стенки после гидродробеструйной обработки практически не различаются как для стали 45, так и для сплава Д16Т. Следует отметить также, что распределение напряжений для образцов с отверстием совпадает с распределением остаточ-

Матариал	Тип	Размеры образцов			
материал	1 //11	<i>D</i> , мм	<i>d</i> , мм		
	1	10	0		
сталь 45	2	15	5		
	3	25	15		
	4	50	40		
Д16T	1	10	0		
	2	15	5		
	3	25	15		
	4	40	30		

Таблица. Размеры исследуемых образцов



*Рис. 2. Остаточные напряжения в упрочнённых гладких образцах из стали 45 (а) и сплава Д16T(б)* (номера эпюр соответствуют номерам типов образцов таблицы)

ных напряжений для сплошных образцов диаметром 10 мм, т.е. для образцов, диаметр которых соответствует удвоенной толщине стенки образцов с отверстием. Выявленная закономерность обосновывает возможность использования результатов измерения остаточных напряжений на образцах-свидетелях для деталей других поперечных размеров.

Таким образом, проведенное исследование показывает, что результаты измерения остаточных напряжений после гидродробеструйной обработки можно переносить с образцов-свидетелей на цилиндрические детали с отверстием при условии, если диаметр образца-свидетеля равен удвоенной толщине стенки. Выявленная закономерность позволяет значительно сократить число экспериментов по измерению остаточных напряжений и прогнозировать приращение предела выносливости деталей с концентраторами после ОППД по зависимости (1), в кото-

рой критерий  $s_{\hat{i}\hat{n}\hat{o}}$  вычисляется по формуле (2).

#### Библиографический список

1. Павлов В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. - № 8. – С. 29-32.

2. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Иванов В. Б. Остаточные напряжения и сопротивление усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений / Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 64 с.

3. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Иванов В. Б. и др. Закономерности распределения остаточных напряжений в упрочненных цилиндрических деталях с отверстием различного диаметра // Математическое моделирование и краевые задачи: Труды четвертой Всероссийской научной конференции с международным участием, часть 1. - Самара.-2007. – С. 171-174.

4. Иванов С. И., Григорьева И. В. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом снятия части поверхности // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций: Труды КуАИ. Вып.48. - Куйбышев: КуАИ,1971. - С. 179-183.

5. Иванов С. И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Остаточные напряжения: Труды КуАИ. Вып. 53. – Куйбышев: КуАИ, 1971. – С. 32-42.

## References

1. Pavlov V. F. The relation between residual stress and endurance limit in case of bending in conditions of stress concentration // Izvestiya vuzov. Machinostroyeniye. – 1986. – No. 8. – pp. 29-32.

2. Pavlov V. F., Kirpitchyov V. A., Ivanov V. B. Residual stress and fatigue strength of strengthened part with stress concentrators / Samara: Publishing house of Samara Science Centre Russian Academy of Science, 2008. – 64 p.

3. Pavlov V. F., Kirpitchyov V. A., Ivanov V. B. et al. Regularities of residual stress distribution in strengthened cylindrical parts with holes of various Diameter // Mathematical

modeling and boundary problems. Transactions of the 4<sup>th</sup> All-Russian scientific conference with international participation, part 1. – Samara. – 2007. – pp. 171-174.

4. Ivanov S. I., Grigoryeva I. V. Determining residual stresses in a cylinder by removing part of the surface // Issues of aircraft structural element strength: KuAI transactions. Issue 48. – Kuibyshev: KuAI, 1971. – pp. 179-183.

5. Ivanov S. I. Determining residual stress in a cylinder by the method of rings and stripes. // Residual stresses: KuAI transactions. Issue 53. – Kuibyshev: KuAI, 1971. – pp. 32-42.

# FORECASTING THE ENDURANCE LIMIT OF SHOT-STRENGTHENED PARTS WITH A CONCENTRATOR BY RESIDUAL STRESSES OF A CONTROL SPECIMEN

## © 2009 V. A. Kirpitchyov, V. S. Vakulyuk

## Samara State Aerospace University

Additional stresses after making a semicircular cut are calculated for a smooth cylindrical part with a hole in it for the case of advance surface plastic strain. It is found that, residual stresses of a smooth part being the same, additional stresses in the least section are equal to those of a solid part whose cross-section is equal to the double wall thickness. It is established that residual stresses in strengthened parts with concentrators can be determined by the residual

stresses of control specimens processed simultaneously with the parts.

Advance surface plastic strain, stress concentration degree, endurance limit forecasting.

## Информация об авторах

Кирпичёв Виктор Алексеевич, доцент кафедры сопротивления материалов, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>, область научных интересов: механика остаточных напряжений.

Вакулюк Владимир Степанович, доцент кафедры сопротивления материалов, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>, область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Kirpitchyov Viktor Alexeyevitch**, associate professor of the department of strength of materials, candidate of technical sciences, associate professor, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>. Area of research: mechanics of residual stress.

**Vakulyuk Vladimir Stepanovitch**, associate professor of the department of strength of materials, candidate of technical science, associate professor, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>. Area of research: mechanics of residual stress.

УДК 621.882.6 : 539.4.014

# ПОВЫШЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ РЕГУЛИРОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

© 2009 В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк, А. В. Чирков

Самарский государственный аэрокосмический университет

Показана возможность прогнозирования остаточного напряжённого состояния поверхностного слоя деталей сложной формы после упрочнения и оптимизации эффекта упрочнения.

Остаточные напряжения, концентрация остаточных напряжений, диаграмма предельных амплитуд цикла детали.

Одним из основных параметров качества поверхностного слоя являются остаточные напряжения, сопутствующие любой обработке поверхности детали. Методы поверхностного упрочнения, широко применяемые в современном авиастроении и приводящие к созданию в поверхностном слое деталей благоприятных сжимающих остаточных напряжений, существенно повышают характеристики их работоспособности, особенно в условиях концентрации напряжений. Назначение оптимальных способов, вариантов, схем и режимов поверхностного упрочнения деталей на стадии их проектирования является актуальной задачей, т.к. при сравнительно небольших затратах позволяет улучшить качество выпускаемых деталей.

В механике остаточных напряжений можно выделить несколько проблем, не полностью решенных. Это образование и определение остаточных напряжений, коробление деталей в результате образования и релаксации остаточных напряжений, влияние остаточных напряжений на сопротивление усталости.

Образование остаточных напряжений. Теория формирования остаточных напряжений после поверхностного упрочнения в принципе сводится к сложной задаче теории пластичности. Часто полученное решение оказывается далёким от действительности ввиду использования весьма приближённых исходных данных (распределение температуры и предела текучести в тонком поверхностном слое детали, распределение контактных усилий между инструментом и деталью и др.). Поэтому для выявления закономерностей образования остаточных напряжений после поверхностного упрочнения гладких деталей и деталей с концентраторами напряжений был развит метод И. А. Биргера [1], использующий первоначальные деформации, которые можно поставить в соответствие остаточным напряжениям по законам упругости. При таком подходе возникает задача теории упругости, аналогичная задаче термоупругости, которая решается для деталей сложной формы методом конечных элементов. Несмотря на то, что для определения первоначальных деформаций нужно иметь заранее известные остаточные напряжения, получены решения, позволяющие обойти это затруднение путём использования простых схем распределения первоначальных деформаций. По этим решениям и данным о распределении остаточных напряжений в гладких деталях представляется возможным прогнозировать остаточное напряжённое состояние поверхностного слоя деталей сложной формы после упрочняющих обработок и, следовательно, прогнозировать и оптимизировать эффект упрочнения.

На рис. 1 в качестве примера представлено распределение меридиональных остаточных напряжений *S<sub>j</sub>* на поверхности первой впадины ёлочного замка лопатки ГТД [2], полученное расчётом по первоначальным деформациям при упрочнении, соответству-



Рис. 1. Распределение остаточных напряжений на поверхности первой впадины замка лопатки: 1, 2 – обработка микрошариками; 3, 4 – обработка дробью; 1, 3 – равномерное упрочнение всей детали; 2, 4 – без упрочнения криволинейной части впадины

ющем обработке микрошариками (варианты 1 и 2) и дробью (варианты 3 и 4) по двум схемам: равномерном упрочнении всей поверхности детали (варианты 1 и 3) и без упрочнения криволинейной части впадин (варианты 2 и 4). Видно, что при равномерном упрочнении всей поверхности замка остаточные напряжения по угловой координате достаточно однородны, при упрочнении замка лопатки без обработки криволинейной части впадин (варианты 2 и 4) в опасных зонах наклёпа нет, а остаточные напряжения оказываются достаточно высокими, достигая половины наибольших напряжений при равномерном упрочнении.

Установлены закономерности формирования остаточных напряжений в поверхностном слое деталей под воздействием циклических нагрузок в зависимости от свойств материала, степени концентрации напряжений, вида деформации. На основании этих закономерностей предложена методика расчёта предела выносливости деталей, первоначально свободных от остаточных напряжений, разработаны рекомендации по выбору оптимальных параметров упрочнения методом тренировки при напряжениях, равных или несколько превышающих предел выносливости, обосновано отличие эффективного и теоретического коэффициентов концентрации напряжений с позиций механики остаточных напряжений.

Определение (измерение) остаточных напряжений. Разработаны методы определения остаточных напряжений в резьбовых [3] и шлицевых [4] деталях, зубчатых колёсах [5], деталях с надрезами полукруглого, полуэллиптического и V-образного профиля [6-10]. Необходимая для расчётов связь между остаточными напряжениями и перемещениями, возникающими при послойном удалении поверхностных слоёв концентратора, устанавливалась методом конечных элементов. Эта зависимость для меридиональных остаточных напряжений имеет вид

$$\boldsymbol{s}_{j} = \frac{\mathrm{E}}{(1+\boldsymbol{m})(1-2\boldsymbol{m})\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{k}} \cdot \frac{d}{da} \left[\frac{f(a)}{c(a)}\right], \quad (1)$$

где Е - модуль продольной упругости материала, m - коэффициент Пуассона, n - число исследуемых концентраторов, k - коэффициент, учитывающий схему закрепления детали при удалении слоёв, f(a) - перемещение детали при удалении слоя толщиной a, c(a) - коэффициент, зависящий от вида детали, её геометрических параметров и толщины удалённого слоя.

Полученные решения позволили провести исследования остаточных напряжений в ряде ответственных авиационных деталей, выявить резервы повышения надёжности и долговечности и пути их реализации, разработать методы контроля стабильности технологии.

На рис. 2 представлено распределение меридиональных (осевых в наименьшем сечении) остаточных напряжений  $S_j$  по толщине поверхностного слоя *а* впадин резьбы шпилек М10 из стали ЗОХГСА после формирования профиля резьбы различными способами: шлифованием, нарезанием резцом и плашкой, накатыванием, фрезерованием. Можно видеть, что шлифование наводит в тонком поверхностном слое растягивающие напряжения, нарезание резцом и плашкой, фрезерование – сжимающие напряжения, которые на расстоянии 50-120 мкм от поверхности меняют знак. Накатывание создаёт в поверхностных слоях впадин значительные

по величине сжимающие остаточные напряжения с подповерхностным максимумом и большой глубиной залегания.

Влияние остаточных напряжений на сопротивление усталости. Разработана теория влияния остаточных напряжений на сопротивление многоцикловой усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений, основанная на феномене нераспространяющихся трещин усталости [11-12]. Эти трещины всегда образуются в упрочнённых деталях с концентраторами напряжений под воздействием переменных напряжений, близких к пределу выносливости. Многочисленными экспериментами [13-15] установле-

но, что критическая глубина  $t_{\hat{e}\hat{o}}$  нераспрост-

раняющейся трещины усталости ( $t_{e\delta}$  – глубина трещины при пределе выносливости) определяется только размером опасного сечения детали по формуле

$$t_{rn} = 0,0216 D \tag{2}$$

и не зависит от вида поверхностного упрочнения, материала, последовательности изготовления и упрочнения концентратора, наклёпа, типа и размеров концентратора, величины сжимающих остаточных напряжений, типа деформации и асимметрии цикла напряжений.

Приращение предела выносливости упрочнённой детали с концентратором напряжений в случае симметричного цикла определяется зависимостью



Рис. 2. Остаточные напряжения во впадинах резьбы шпилек М10 из стали 30ХГСА после: 1- шлифования, 2- нарезания резцом, 3- нарезания плашкой, 4 – накатывания, 5 – фрезерования

$$DP_{-1} = \overline{y}_{P} | \overline{s}_{i \, \hat{n} \hat{o}} |, \qquad (3)$$

где  $\overline{y}_{p}$  - коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости,

$$\overline{\mathbf{S}}_{\hat{n}\hat{o}} = \int_{0}^{1} \frac{\mathbf{S}_{z}(\mathbf{X})}{\sqrt{1-\mathbf{X}^{2}}} d\mathbf{X} \quad - \tag{4}$$

критерий остаточных напряжений [11-12],  $S_z(x)$  - осевые остаточные напряжения в опасном сечении детали,  $x = a/t_{\kappa p}$  - расстояние от поверхности концентратора до текущего слоя a, выраженное в долях  $t_{\kappa p}$ . Опытным путём установлено [3, 11-16], что для деталей с концентраторами, через которые не передаются внешние силы, при изгибе и растяжении-сжатии  $\overline{y}_s = 0,36$ , при кручении  $\overline{y}_t = 0,18$ ; для случая втулки, напрессованной на вал, при изгибе  $\overline{y}_s = 0,25$ ; для резьбы с гайкой при растяжении-сжатии  $\overline{y}_s = 0,11$ . Результаты расчёта приращений предела выносливости по формуле (3) с использованием указанных коэффициентов  $\overline{y}_p$  оказались достаточно близкими к экспериментальным значениям.

На основе разработанной теории влияния остаточных напряжений на сопротивление усталости предложена методика построения диаграммы предельных амплитуд цикла деталей с концентраторами напряжений с учётом остаточных напряжений. На рис. 3 ( $S_a$  - амплитуда цикла,  $S_{\dot{o}}$  - среднее напряжение цикла) сплошными линиями представлены диаграммы 1 и 2 для болтов Мб из сплава BT16 после накатывания и отжига (без остаточных напряжений), а также после отжига и накатывания (с остаточными напряжениями).

Результаты эксперимента, нанесённые на рис. 3 точками, указывают на достаточно



Рис. 3. Диаграммы предельных амплитуд цикла болтов M6 из сплава BT16, накатанных до (1) и после (2) отжига:

• - накатывание + отжиг; 0 - отжиг + накатывание

хорошее совпадение опытных данных и расчёта.

## Библиографический список

1. Биргер И. А. Остаточные напряжения. - М. : Машгиз, 1963. - 232 с.

2. Павлов В.Ф., Столяров А. К., Ухов В. Н. Исследование распределения остаточных напряжений в замковой части лопатки турбины ГТД по первоначальным деформациям // Известия вузов. Авиационная техника. – 1989. - №1. – С.109-111.

3. Иванов С. И., Павлов В. Ф., Коновалов Г. В., Минин Б. В. Роль остаточных напряжений в сопротивлении усталости высо-

копрочных резьбовых деталей // КуАИ. – Куйбышев. – 1993. – 260 с.- Деп. в ВИНИТИ 27.05.93, № 1423-В93.

4. Иванов С. И., Трофимов Н. Г., Вакулюк В. С., Шатунов М. П., Фрейдин Э. И. Остаточные напряжения и сопротивление усталости шлицевых валов // Вестник машиностроения. – 1985. - №7. – С.12-14.

5. Иванов С. И., Трофимов Н. Г., Ермолаев В. М., Ковалкин Ю. П., Фрейдин Э. И. Остаточные напряжения во впадинах шестерён // Остаточные технологические напряжения: Труды II Всесоюзного симпозиума. – М.: ИПМ АН СССР. - 1985. – С. 179-184.

6. Иванов С. И., Шатунов М. П., Павлов В. Ф. Определение дополнительных остаточных напряжений в надрезах на цилиндрических деталях // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций: Труды КуАИ. – Куйбышев. – 1973. – Вып.60. – С.160-170.

7. Иванов С. И., Шатунов М. П., Павлов В. Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций: Труды КуАИ. – Куйбышев. – 1974.-Вып.1. – С.88-95.

8. Павлов В. Ф., Кольцун Ю. И., Кирпичёв В. А. Определение остаточных напряжений в цилиндрических образцах с V-образным надрезом // Известия вузов. Авиационная техника. – 1986. - № 4. – С. 92-95.

9. Павлов В. Ф., Бордаков С. А., Павлович Л. И., Мальков Г. Ф. Определение концентрации остаточных напряжений в цилин-

#### References

1. Birger I. A. Residual stress. Moscow: Mashgis, 1963, 232 pp.

2. Pavlov V. F., Stolyarov A. K., Ukhov V. N. Analysis of residual stress distribution in the turbine blade locking piece of a gas-turbine engine over initial deformation // Izvestiya vuzov. Aircraft engineering. – 1989. – No. 1. – pp. 109-111.

3. Ivanov S. I., Pavlov V. F., Konovalov G. V., Minin B. V. The role of residual stress in fatigue strength of high-strength threaded parts / / KuAI. – Kuibyshev, 1993. – 260 pp. – Dep. at the All-Russian Institute of Scientific and дрических деталях с полукруглым кольцевым надрезом // КуАИ. – Куйбышев. – 1987. – 14 с. – Деп.в ВИНИТИ 05.11.87. - № 7759-В87.

10. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Бордаков С. А. Остаточные напряжения в образцах прямоугольного сечения с надрезами V-образного профиля // Известия вузов. Машиностроение. – 1989. – № 9. – С. 6-10.

11. Павлов В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. - № 8. – С. 29-32.

12. Павлов В. Ф. Влияние характера распределения остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя детали на сопротивление усталости // Известия вузов. Машиностроение. - 1987. - № 7. – С. 3-6.

13. Павлов В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. - № 8. – С. 22-26.

14. Павлов В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение II. Полые детали // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. - № 12. – С. 37-40.

15. Павлов В. Ф., Прохоров А. А. Связь остаточных напряжений и предела выносливости при кручении в условиях концентрации напряжений // Проблемы прочности. – 1991. - № 5. – С. 43-46.

Engineering Information. 27.05.93, No. 1423 – B93.

4. Ivanov S. I., Trofimov N. G., Vakulyuk V. S., Shatunov M. P., Freidin E. I. Residual stresses and fatigue strength of spline shafts. // Vestnik machinostroyeniya, 1985. – No. 7, pp. 12-14.

5. Ivanov S. I., Trofimov N. G., Yermolayev V. N., Kovalkin Yu. P., Freidin E. I. Residual stresses in gear tooth space. // Residual technological stresses: Transactions of the II All-Union symposium – Moscow: AMI Academy of Science of the USSR, 1985 – pp. 179-184. 6. Ivanov S. I., Shatunov M. P., Pavlov V. F. Defining additional residual stresses in cuts on cylindrical parts // Issues of aircraft structure element strength: KuAI transactions. -Kuibyshev. – 1973. – Issue 60. – pp. 160-170.

7. Ivanov S. I., Shatunov M. P., Pavlov V. F. Residual stress effect on the endurance of specimens with cuts // Issues of aircraft structure element strength: KuAI transactions. -Kuibyshev. – 1977. – Issue 1. – pp. 88-95.

8. Pavlov V. F., Koltsun Yu. I., Kirpitchyov V. A. Defining residual stresses in cylindrical specimens with a V-shaped cut // Izvestiya vuzov. Aircraft engineering. – 1968. – No. 4. – pp. 92-95.

9. Pavlov V. F., Bordakov S. A., Pavlovitch L. I., Malkov G. F. Defining residual stress concentration in cylindrical part with a semicircular ring cut // KuAI. – Kuibyshev. – 1987. – 14 pp. – Dep. at the All-Union Institute of Scientific and Engineering Information 05.11.87. – No. 7759-B87.

10. Pavlov V. F., Kirpitchyov V. A., Bordakov S. A. Residual stresses in rectangularsection specimens with V-shaped cuts // Izvestiya vuzov. Machinostroyeniye. – 1989. – No. 9. – pp. 6-10. 11. Pavlov V. F. The relation between residual stress and fatigue limit in case of bending in conditions of stress concentration // Izvestiya vuzov. Machinostroyeniye. – 1986. – No. 8. – pp. 29-32.

12. Pavlov V. F. The effect of the nature of residual stress distribution along the thickness of component surface layer on fatigue strength // Izvestiya vuszov. Machinostroyeniye. – 1987. – No. 7. – pp. 3-6.

13. Pavlov V. F. The effect of residual stress magnitude and distribution in the surface layer of a part with a concentrator on the endurance limit. Presentation I. Solid part // Izvestiya vuzov. Machinostroyeniye. – 1988. – No. 8. – pp. 22-26.

14. Pavlov V. F. The effect of residual stress magnitude and distribution in the surface layer of a part with a concentrator on the endurance limit. Presentation II. Hollow parts // Izvestiya vuzov. Machinostroyeniye. – 1988. – No. 12. – pp. 37-40.

15. Pavlov V. F., Prokhorov A. A. The relation between stress and endurance limit during torsion in conditions of stress concentration //Problemy protchnosti (Problems of strength) 1991. – No. 5. – pp. 43-46.

# INCREASING THE RELIABILITY OF AIRCRAFT COMPONENTS BY REGULATING TECHNOLOGICAL RESIDUAL STRESS

© 2009 V. A. Kirpitchyov, V. S. Vakulyuk, A. V. Tchirkov

Samara State Aerospace University

The paper shows the possibility of forecasting residual stressed state of component surface layer after strengthening and the optimization of strengthening effect. Methods of defining residual stress are developed and a theory of its influence on fatigue strength is proposed.

Residual stress, residual stress concentration, diagram of component cycle limiting amplitudes.

# Информация об авторах

Кирпичёв Виктор Алексеевич, доцент кафедры сопротивления материалов, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>, область научных интересов: механика остаточных напряжений.

Вакулюк Владимир Степанович, доцент кафедры сопротивления материалов, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>, область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Чирков Алексей Викторович**, ассистент кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>, область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Kirpitchyov Viktor Alexeyevitch**, associate professor of the department of strength of materials, candidate of technical sciences, associate professor, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>. Area of research: mechanics of residual stress.

**Vakulyuk Vladimir Stepanovitch**, associate professor of the department of strength of materials, candidate of technical science, associate professor, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>. Area of research: mechanics of residual stress.

**Tchirkov Alexey Victorovitch**, assistant of the department of strength of materials, Samara State Aerospace University, e-mail: <u>sopromat@ssau.ru</u>. Area of research: mechanics of residual stress.

УДК 629.7.05

# ОСОБЕННОСТИ КОРРЕКЦИИ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СЛЕДЯЩИХ ПРИВОДОВ

#### © 2009 А. В. Месропян

#### Уфимский государственный авиационный технический университет

Рассмотрены некоторые особенности применения гидромеханической коррекции в электрогидравлических следящих гидроприводах. Приведена классификация устройств коррекции на гидромеханической элементной базе, показано влияние на характеристики гидропривода дополнительных корректирующих обратных связей. Предлагается вариант математической модели электрогидравлического следящего привода с комбинированным устройством гидромеханической коррекции.

Электрогидравлический следящий привод, коррекция, дополнительная обратная связь, моделирование.

Перспективные транспортные ракетнокосмические системы и летательные аппараты специального назначения характеризуются значительным расширением функциональных возможностей систем управления модулем и вектором тяги (СУМТ, СУВТ), для обеспечения которых необходимо разрабатывать новые схемные решения силовых электрогидравлических следящих приводов (ЭГСП) систем управления с качественно новыми параметрами и характеристиками, значительно превосходящими параметры существующих.

Актуальность разработки ЭГСП, направленных на решение подобных задач, обуславливается необходимостью проведения целого комплекса теоретических и экспериментальных исследований, которые позволят определить рациональную структуру ЭГСП, рассчитать диапазоны оптимальных параметров элементов силового привода и выработать методики расчета с заданной степенью вероятности статических, динамических и эксплуатационных характеристик ЭГСП и рекомендации по наиболее эффективному использованию ЭГСП в СУ транспортных ракетно-космических систем и ЛА специального назначения.

Накопленный опыт проектирования ЭГСП для СУ ЛА показывает [1-8], что реализация повышенных требований к СУ за счет подбора рациональных параметров элементов привода зачастую невозможна, поскольку влияние внешних факторов на ЛА изменяется от полета к полету. Поэтому радикальным способом обеспечения требуемых характеристик ЭГСП является применение корректирующих устройств (КУ), которые вводятся в следящий привод в виде электромеханических, электрогидравлических и гидромеханических обратных связей (ОС).

Введение КУ в конструкцию ЭГСП позволяет значительно улучшить динамические свойства авиационных гидроприводов, определяющих качество переходных процессов: повысить устойчивость привода, увеличить его быстродействие, расширить полосу пропускания и устранить резонансные пики на опасных для объекта частотах, что конструктивными методами выполнить не всегда удается.

Необходимо отметить, что при разработке гидромеханического КУ ЭГСП нецелесообразно применение устройств сложной конструкции, поскольку сложность настройки и организации положительной обратной связи (ПОС) и отрицательной обратной связи (ООС) приведет к снижению эффективности коррекции.

Результаты обзора, обобщения и анализа используемых в современной авиационной и ракетно-космической технике КУ быстродействующих исполнительных гидроприводов сведены в схему на рис. 1.





КУ позволяют комбинировать простоту конструкции и возможность получения требуемых характеристик регулирования. К достоинствам гидромеханических КУ также следует отнести независимость от внешних условий и помех (нечувствительность к электромагнитным помехам, отсутствие напряжения и т.д.).

Все ЭГСП с гидромеханическими КУ реализуют независимую от основной дополнительную ОС и могут быть описаны структурной схемой, изображенной на рис. 2.

В ходе численного моделирования, как правило, ставится задача определения степени влияния КУ на характеристики привода и подбора оптимальных, с точки зрения эффективности, параметров этого устройства.

При разработке математических моделей ЭГСП с КУ используют различные подходы к определению гидродинамического воздействия струй жидкости, истекающей из сопла корректирующей ОС на заслонку, и связанную с ней струйную трубку СГУ [9, 10], но все они опираются на экспериментальные исследования, поскольку точных аналитических методов расчета упомянутых сил не существует [10].

Реализация корректирующей ОС может быть организована различными способами, каждый из которых направлен на решение конкретной задачи и обладает присущими ему достоинствами и недостатками.

Одним из наиболее распространенных и не требующих внесения сложных изменений в конструкцию рулевой машины является гидромеханическое КУ по расходу [11], представляющее собой дополнительный гидроцилиндр, кинематически связанный с рабочим гидроцилиндром, полости дополнительного гидроцилиндра соединены с управляющим золотником, который, в свою очередь, через пружинный рычаг соединен со струйным гидрораспределителем.

Характеристики КУ в данной схеме определяются жесткостью пружинного рычага ОС.

Анализ результатов численного эксперимента в процессе отработки математической модели ЭГСП с устройством коррекции по расходу рабочей жидкости показывает (рис. 3 и 4), что применение КУ по расходу жидкости не оказывает кардинального влияния на переходные процессы в управляющей и исполнительной частях ЭГСП, хотя и может приводить к некоторому улучшению динамических характеристик привода. Величину момента коррекции целесообразно выбирать в пределах 10 % от момента, развиваемого на валу ЭМП.

Другой схемой ЭГСП с гидромеханической коррекцией является ЭГСП с коррекцией по перепаду давления в полостях исполнительного гидродвигателя. В приводе реализуется дополнительная ОС по перепаду давления в полостях исполнительного гидроцилиндра, которая увеличивает логарифмический декремент затухания привода, т.е. обеспечивает повышение устойчивости и уменьшает время переходного процесса при отработке сигнала задатчика. Положительная ОС приводит к увеличению быстродействия за счет иного подключения сопел ОС к полостям гидроцилиндра.

Влияние обратной связи по перепаду давлений можно варьировать:



Рис. 2. Структурная схема гидропривода с устройством коррекции: ЭМП – электромеханический преобразователь, СГУ – струйный гидроусилитель, ГЦ – гидроцилиндр, Дос – датчик обратной связи, УК – устройство коррекции



Рис. 3. Влияние жесткости пружинного рычага OC по расходу на перемещение струйной трубки:  $1 - C_{np} = 0$  H/м,  $2 - C_{np} = 10$  H/м,  $3 - C_{np} = 20$  H/м,  $4 - C_{np} = 50$  H/м,  $5 - C_{np} = 100$  H/м,  $6 - C_{np} = 300$  H/м

- изменением точки приложения силового гидродинамического воздействия двух струй относительно якоря ЭМП;

- диаметром и гидравлической проводимостью нерегулируемой части сопел;

 конструктивными особенностями кинематической связи заслонки со струйной трубкой.

На рис. 5 представлена зависимость момента коррекции от величины коэффициента обратной связи и величины нагрузки на штоке гидроцилиндра.

Анализ результатов численного моделирования ЭГСП с устройством коррекции по перепаду давления показывает, что повсеместное его применение нерационально, поскольку при минимальной нагрузке корректирующее воздействие будет минимальным, а привод иногда склонен к неустойчивости как раз при действии минимальной нагрузки.

Эффект коррекции обратной связью по перепаду давления для ЭГСП со струйнодроссельным регулированием и малой инерционной нагрузкой заключается в увеличении быстродействия привода, формирования оптимальной амплитудно-частотной характеристики (АЧХ), так как запас устойчивости у подобных приводов часто бывает завышен из-за возможных автоколебаний струйной



Рис. 4. Влияние жесткости пружинного рычага OC по расходу на перемещение гидроцилиндра:  $1 - C_{np} = 0$  H/м,  $2 - C_{np} = 10$  H/м,  $3 - C_{np} = 20$  H/м,  $4 - C_{np} = 50$  H/м,  $5 - C_{np} = 100$  H/м,  $6 - C_{np} = 300$  H/м

трубки. Необходимость введения ООС для повышения устойчивости привода возникает лишь при некорректном подборе конструктивных параметров системы «струйная трубка-плата» и существенно нелинейном характере влиянии объекта на характеристики привода.

На рис. 6 и 7 показано влияние корректирующей обратной связи по перепаду давления на коэффициент относительного дем-



Рис. 5. График влияния приложенной нагрузки на момент ОС в зависимости от коэффициента обратной связи



Рис. 6. Изменение коэффициента относительного демпфирования

пфирования и коэффициент усиления привода в зависимости от параметров устройства коррекции. Предложенное устройство коррекции весьма эффективно, например, в случае использования ПОС ( $d_c = 1,2$  мм,  $\mathbf{l} = 25$  мм) коэффициент усиления привода увеличивается от  $K_{a\bar{a}} = 2,6$  м/Ас до 4,8 м/Ас, коэффициент относительного демпфирования соответственно снижается от  $x_1 = 0,385$ 

до *x*<sub>1</sub> = 0,02.

Соответственно, можно повысить запас устойчивости привода, поскольку при значительных нагрузках или вследствие разброса конструктивных параметров привод склонен к неустойчивости на некоторых режимах работы, применив для этой цели ООС в виде КУ по перепаду давлений.

Когда сопла ОС находятся от заслонки на расстоянии  $h < 0, 1d_c$ , то в ЭГСП возникает ОС по положению струйной трубки, которая во многом определяется конструкцией сопла и его торца. Для сопел с глухим цилиндрическим насадком (капиллярных сопел) изменение положения заслонки несущественно скажется на силе гидродинамического воздействия на заслонку. Для других типов насадков отношение диаметра сопла к торцу



Рис. 7. Изменение коэффициента усиления

значительно определяет силу гидродинамического воздействия [2].

Следовательно, конструктивным изменением параметров можно добиться приемлемого характера гидродинамического воздействия и, таким образом, появляется возможность управления коэффициентом  $K_z$ , что ценно для снижения автоколебаний струйной трубки, которые имеют нелинейный характер, определяемый, кроме прочего, и положением струйной трубки.

ОС по положению струйной трубки имеет сложный характер (рис. 8), а на расстоянии l < 1 мм точки приложения сил гидродинамического воздействия относительно оси якоря ЭМП наблюдается неустойчивая работа ЭГУ. На расстоянии l < 1 мм коэффициент обратной связи уменьшается до нуля. Это приводит к резкому изменению коэффициента усиления ЭГСП (его уменьшению). Учитывая также сложное влияние конструкции сопла на силу гидродинамического воздействия струи жидкости на заслонку, на начальной стадии отработки устройства обратной связи по перепаду давления ЭГСП с гидроусилителем типа "струйная трубка" рекомендуется располагать сопла относительно заслонки на расстоянии  $1d_{c-c} > \mathbf{l} > 0, 1d_{c-c}$ ,



Рис. 8. Влияние дополнительной ОС по положению струйной трубки

избегая тем самым обратной связи по положению струйной трубки.

Использование в качестве корректирующего сигнала давления нагрузки в чистом виде делает характеристики следящего привода мягкими, существенно определяющимися величиной позиционной нагрузки, а также зависящими даже от величины контактного трения в уплотнениях гидродвигателя или в опорах нагрузки. Поэтому находит применение схема ЭГСП с коррекцией по динамическому давлению (рис. 9).

Это особенно актуально для большеразмерных двигательных установок, когда величина рабочего давления, размеры камеры сгорания, сопла и устройства регулирования критического сечения сопла значительно возрастают. Увеличиваются и нагрузки, действующие на гидропривод, вызванные газодинамическими силами (позиционная нагрузка).

Исследованию обратной связи по производной от перепада давления (обратной связи по динамическому давлению - ОСДД) посвящены работы [4, 7, 8, 12]. Наиболее интересно и полно методика расчета гидромеханического устройства коррекции по динамическому давлению отображена в [8], где рассмотрено воздействие сигнала корректирующей ОС на цилиндрический золотник второго каскада усиления ЭГСП.

Устройство дополнительной обратной связи (рис. 9) содержит гидравлический кон-



Рис. 9. ЭГСП со струйно-дроссельным регулированием и дополнительной гидромеханической ОС по производной от перепада давлений в полостях гидроцилиндра



Рис. 10. Перемещение струйной трубки

денсатор 1, выполненный в виде подпружиненного поршня и нерегулируемого дросселя 2, одна полость которого соединена с полостью основного гидроцилиндра. Шток дополнительного гидроцилиндра выполнен в виде дроссельных игл, изменяющих площади регулируемых дросселей 4, к которым подключены сопла обратной связи. Полости регулируемых дросселей связаны с давлением управления.

Сила гидродинамического воздействия струй жидкости, истекающих из сопел обратной связи, зависит от скорости перемещения штока дополнительного гидроцилиндра и, следовательно, от скорости перемещения поршня гидроконденсатора. Если эта скорость мала, то расход через нерегулируемый дроссель будет мал и, соответственно, незначительным будет изменение перепада давления в гидроконденсаторе. Скорость движения поршня гидроконденсатора, в свою очередь, зависит от скорости изменения перепада давления в полостях гидродвигателя. После того, как давления в полостях гидроцилиндра достигнут установившихся значений, давление после гидроконденсатора вследствие перетока жидкости через нерегулируемый дроссель станет равным давлению в правой полости основного гидроцилиндра, и действие обратной связи на струйный гидроусилитель прекращается.

В динамике положение струйной трубки относительно окон приемной платы, через которые поступает энергия в гидродвигатель, регулируется не только главной обратной связью по положению штока силового



Рис. 11. Зависимость перемещения нагрузки

гидроцилиндра, но и по производной от давления в нем. Это означает, что дополнительный опережающий сигнал гибкой (корректирующей) ОС, уменьшая в колебательном процессе величину смещения струйной трубки от нейтрального положения, создает условия для быстрого затухания колебаний.

Влияние величины корректирующего воздействия на переходные процессы струйной гидравлической рулевой машины представлены на рис. 10, 11.

Наиболее эффективным способом коррекции ЭГСП, применяемым в системах управления летательными аппаратами, является комбинированная коррекция (рис. 12), в которой сочетаются преимущества коррекции по перепаду давления и коррекции по производной от перепада давления в полостях гидродвигателя. Отличительная особенность этой схемы - повышенная точность работы при статической нагрузке и нежесткой связи гидродвигателя с нагрузкой, а также увеличение демпфирования на резонансных частотах.

Математическая модель гидропривода с комбинированным КУ включает в себя следующие уравнения.

#### Уравнение моментов на оси ЭМП:

$$J \cdot \frac{d^2 a}{dt^2} = K_{mi} \cdot I - K_{ma} \cdot a - b \cdot \frac{da}{dt} - -C_n \cdot a - K_{koc} X(t),$$
(3)

где X(t) - величина перемещения корректирующего золотника;  $K_{koc}$  - коэффициент кор-



Рис. 12. СГРМ с комбинированной схемой коррекции:

1 - задатчик, 2 - ЭМП, 3 - гидроусилитель, 6 - гидроцилиндр, 4, 5 - полости гидроцилиндра, 7 - шток гидроцилиндра, 8 - гидроконденсатор, 9 - золотник коррекции, 10 - дополнительные поршни золотника коррекции, 11, 12 - сопла обратной связи, 13 - цепь обратной связи

рекции; J - момент инерции якоря ЭМП; a – угол поворота якоря ЭМП;  $K_{mi}$  – коэффициент, характеризующий моментную характеристику;  $K_{ma}$  – коэффициент, характеризующий жесткость пружины; b - коэффициент вязкого трения;  $C_n$  - жесткость внешней пружины.

#### Уравнение электрической цепи ЭМП:

$$\begin{cases} U = R \cdot I + L \cdot \frac{da}{dt} + K_{ne} \cdot \frac{da}{dt}; \\ U = K_u \cdot (U_e - K_{oc} \cdot y(t)), \end{cases}$$
(4)

где U - напряжение на обмотке ЭМП;  $K_u$  - коэффициент усиления;  $U_e$  - сигнал рассогласования;  $K_{oc}$  - коэффициент обратной связи;  $K_{ne}$  - коэффициент противо-эдс; R - сопротивление обмотки управления; L - индуктивность обмотки управления.

#### Уравнение движения поршня:

$$M \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} = A \cdot P_d - R -$$
$$-C_n \cdot y - b \cdot \frac{dy}{dt} - Ftr,$$

где M - приведенные к оси штока массы нагрузки и жидкости; A - эффективная площадь гидродвигателя; R - усилие на штоке гидроцилиндра; b - сила вязкого трения;  $C_n$  - величина позиционной нагрузки;  $F_m$  - сила сухого трения.

# Уравнение баланса расхода через гидродвигатель:

$$A\frac{dy}{dt} + \left(\frac{W_0 + Ay}{E} + C_n\right)\frac{dP_d}{dt} = \\ = \begin{cases} \frac{1}{2}m_Q^m \left[\left(1 + \overline{z}\right)\sqrt{1 - \frac{\overline{P_d}}{x_p^m}} - \left(1 - \overline{z}\right)\sqrt{1 - \frac{\overline{P_d}}{x_p^m}}\right], \overline{z} \le \overline{z}_n; \\ m_Q^m \sqrt{1 - \frac{P\overline{d}}{x_p^m}}, z_{\max} > \overline{z} > \overline{z}_n. \end{cases}$$

$$(6)$$

Модуль объемной упругости жидкости рассматривается как функция от давления.

#### Баланс расходов устройства коррекции:

$$(5) \qquad Q_{\partial p} = Q_{\kappa} + Q_{dg} \,. \tag{7}$$

 $Q_{dn}$  - расход через дроссель,

$$Q_{\partial p} = K_{qd} \cdot f_{dr} \sqrt{\frac{2}{r}(P_1 - P_3)}, \qquad (8)$$

где  $K_{qd}$  – коэффициент расхода через дроссель;  $f_{dr}$  – площадь проходного сечения дросселя;  $P_1$ ,  $P_3$  – давления до и после дросселя.  $Q_{\kappa}$  - расход в гидрокондексаторе,

$$Q_k = F_k \frac{dK(t)}{dt},$$

где  $F_k$  – площадь поршня гидроконденсатора; K(t) - перемещение поршня гидроконденсатора.

 $Q_{dg}$  - расход на корректирующем золотнике,

$$Q_{dg} = F_{dg} \, \frac{dX(t)}{dt}.$$

Здесь *F*<sub>*dg*</sub> –площадь торцовых поверхностей корректирующего золотника; *X*(*t*) - величина перемещения корректирующего золотника.

#### Баланс сил на гидроконденсаторе:

$$F_k(P_3 - P_4) = C_k \cdot K(t),$$
(9)

где  $F_k$  – площадь поршня гидроконденсатора;  $P_3$ ,  $P_4$  – давление в полостях гидроконденсатора;  $C_k$  – жесткость пружины гидроконденсатора; K(t) - перемещение поршня гидроконденсатора.



Рис. 13. Перемещение струйной трубки

#### Баланс сил на корректирующем золотнике:

$$F_{dg}(P_3 - P_4) = C_{dg} \cdot X(t) + F_{ddg} \cdot (P_1 - P_2),$$
(10)

где  $F_{dg}$  – площадь торцовых поверхностей корректирующего золотника;  $C_{dg}$  – жесткость пружины корректирующего золотника;  $F_{ddg}$  – площадь дополнительных торцовых поверхностей корректирующего золотника;  $P_1$ ,  $P_2$  – давление в полостях рабочего гидроцилиндра.

После ряда преобразований получим следующие уравнения для устройства коррекции.

## Уравнение баланса сил на гидроконденсаторе и корректирующем золотнике:

$$\frac{C_k}{F_k}K(t) = \frac{C_{dg}}{F_{dg}}X(t) + \frac{F_{ddg}}{F_{dg}}Pd(t).$$
 (11)

## Уравнение баланса расхода через гидроконденсатор:

$$\Delta P_k(t) = Pd(t) - \frac{r\left(F_k \frac{dK(t)}{dt} + F_{dg} \frac{dX(t)}{dt}\right)^2}{f^2_{dr}}.$$
(12)

Выбор параметров гидроконденсатора и дополнительного гидроцилиндра произво-



Рис. 14. Перемещение золотника коррекции



Рис. 15. Перемещение поршня гидроцилиндра

дят исходя из условия, что жесткость пружин должна обеспечивать максимальное перемещение поршня гидроконденсатора и штока дополнительного гидроцилиндра при максимальном перепаде давлений:

$$F_k(DP_d) = C_k \cdot K(t), \ F_{dg}(DP_d) = C_{dg} \cdot X(t).$$
(13)

Переходные процессы скорректированного привода представлены на рис. 13-15.

В заключение отметим, что теоретические исследования различных схемных решений КУ с использованием методов численного моделирования показывают необходимость индивидуальной подстройки параметров корректирующих устройств под конкретные условия эксплуатации и требования технического задания на проектирование.

#### Библиографический список

1. Башта Т. М. Гидропривод и гидропневоавтоматика. – М.: Машиностроение, 1972. - 320 c.

2. Гидравлические приводы летательных аппаратов./Н. С. Гамынин, В. И. Карев, А. М. Потапов, А. М. Селиванов. - М.: Машиностроение, 1992. – 368 с.

3. Инженерное исследование гидроприводов летательных аппаратов/Д. Н. Попов, С. А. Ермаков, И. Н. Лобода и др. - М.: Машиностроение, 1978. – 142 с.

4. Крамской Э. И. Гидравлические сле-

дящие приводы со струйными усилителями. - Л.: Машиностроение, 1972. - 104 с.

5. Крымов Б. Г. Сравнительный анализ динамики различных типов рулевых приводов. - М.: МАИ, 1983. - 48 с.

6. Льюис Э., Стерн Х. Гидравлические системы управления/Пер. с англ. под ред. И. М. Крассова. - М.: Мир, 1966. – 407 с.

7. Попов Д. Н. Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем. - М.: Машиностроение, 1987. – 464 с.

8. Проектирование следящих гидравлических приводов летательных аппаратов /Баженов А. И., Гамынин Н. С., Кареев В. И. и др. - М.: Машиностроение, 1981. – 312 с.

9. Гамынин Н. С. Гидравлический привод систем управления. - М.: Машиностроение, 1972. – 376 с.

10. Чупраков Ю. И. Гидропривод и средства гидроавтоматики: Учебное пособие для вузов по специальности «Гидропривод и гидропневмоавтоматика». - М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.

11. Кириллов Ю. К., Русак А. М., Телицын Ю. С., Феофилактов В. И., Целищев В. А., Шараев В. А. Струйные гидравлические рулевые машины. - Уфа: РНТИК «Баштехинформ» АН РБ, 2002. – 284 с.

12. Проектирование следящих систем. Физические и методические основы./Под общ. ред. Н. А. Лакота. - М.: Машиностроение, 1992. – 352 с.

#### References

1. Bashta T. M. Hydraulic drive and hydropneumoautomatics. Moscow: Machinostroyeniye. 1972 – 320 pp.

2. Aircraft hydraulic drives. / N. S. Gamynin, V. I. Karev, A. M. Potapov, A. M. Selivanov. Moscow: Machinostroyeniye 1992 – 368 pp.

3. Engineering analysis of aircraft hydraulic drives / D. N. Popov, S. A. Yermakov, I. N. Loboda et al. – Moscow: Machinostroyeniye, 1978 – 142 pp.

4. Kramskoy E. I. Hydraulic servo drives with fluidic amplifiers. – Leningrad: Machinostroyeniye, 1972 – 104 pp.

5. Krymov B. G. Comparative analysis of dynamics of various types of steering gears. Moscow: Moscow Aviation Institute, 1983 – 48 pp.

6. Lewis E. Stern H. Hydraulic control systems. / Translated from English and edited by I. M. Krassov. – Moscow: Mir, 1966 – 407 pp.

7. Popov D. N. Dynamics and regulation

of hydraulic and pneumatic systems. Moscow: Machinostroyeniye, 1987 – 464 pp.

8. Aircraft hydraulic servo drive design / Bazhenov A. I., Gamynin N. S., Kareyev V. I. et al. Moscow: Machinostroyeniye, 1981 – 312 pp.

9. Gamynin N. S. Hydraulic drive of control systems. – Moscow: Machinostroyeniye, 1972 – 376 pp.

10. Tchuprakov Yu. I. Hydraulic drive and hydroautomatics facilities. Teaching aid for higher educational institutions in the speciality "Hydraulic drive and hydropneumoautomatics". – Moscow: Machinostroyeniye, 1979 – 232 pp.

11. Kirillov Yu. K., Rusak A. M., Telitsyn Yu. S., Feofilaktov V. I., Tselishchev V. A., Sharayev V. A. Fet hydraulic steering machines. – Ufa: "Bashtechinform", Academy of Science of the Republic of Bashkiria, 2002, – 284 pp.

12. Servo system design. Physical and methodological foundations. / Edited by N. A. Lakota. – Moscow: Machinostroyeniye, 1992 – 352 pp.

# PECULIARITIES OF ELECTROHYDRAULIC SERVO DRIVE CORRECTION

© 2009 A. V. Mesropyan

## Ufa State Aviation Technical University

The paper deals with some peculiarities of applying hydromechanical correction in electrohydraulic servo hydrodrives. A classification of correction devices on the hydromechanical element basis is given, the influence of additional correction feedback on the performance of the hydraulic drive is shown. A variant of a mathematical model of a servo drive with a combined hydromechanical correction device is presented.

Electrohydraulic servo drive, correction, additional feedback, modeling.

#### Информация об авторе

**Месропян Арсен Владимирович**, доцент кафедры прикладной гидромеханики, кандидат технических наук, ГОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет»; e-mail: <u>avm\_74@mail.ru</u>. Область научных интересов: моделирование быстродействующих авиационных гидроприводов, идентификация, гидромеханическая и электронная коррекция характеристик приводов.

**Mesropyan Arsen Vladimirovitch**, associate professor of the department of applied hydromechanics, Ufa State Aviation Technical University, candidate of technical science, associate professor, e-mail: <u>avm 74@mail.ru</u>. Area of research: modeling fast aviation hydrodrives, identification, hydromechanical and electronic correction of drive characteristics.
#### УДК 665.7

## ЛАЗЕРНЫЙ ОПТИКО-АКУСТИЧЕСКИЙ ОКТАНОМЕТР В СИСТЕМАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЦЕССА КОМПАУНДИРОВАНИЯ ТОВАРНЫХ БЕНЗИНОВ

#### © 2009 В. Н. Астапов

Самарский государственный аэрокосмический университет

В работе рассматривается методология построения систем оптимального компаундирования товарных бензинов. Приведены математическая модель «октанового числа» и метод идентификации октановых чисел смешиваемых компонент с применением лазерного оптико-акустического октанометра, для чего решена обратная задача анализа бензиновой смеси с использованием генетического алгоритма.

Лазерный оптико-акустический октаномер, оптимизация, компаундирование, товарный бензин, идентификация, математическая модель, спектральные каналы измерения, калибровка.

#### 1. Постановка задачи оптимизации

Оптимальное решение задачи компаундирования бензинов является целью получения товарного бензина требуемого качества при минимизации его стоимости. Стоимость товарного бензина  $C_{\Sigma}$  определяется стоимостью  $c_i$  и количеством  $u_i$  каждого из входящих в него компонентов:  $C_{\Sigma} = \sum c_i u_i$ . Поэтому цель задачи управления процессом смешения математически можно представить в следующем виде [1]:

$$C^T U \to \min,$$
 (1)

где  $C = [c_1, ..., c_n]^T$  - вектор стоимости входящих в товарный бензин компонентов;

 $U = |u_1, ..., u_n|^T$  - вектор величин потоков смешиваемых компонентов; *n* - число смешиваемых компонентов  $n = \overline{2,16}$ .

Так как стоимости отдельных компонентов являются на этапе решения задачи (1) определенными величинами, минимизация проводится только по вектору *U*.

На управляющие воздействия накладываются естественные ограничения, связанные с физическим смыслом этих величин:

$$0 \le u_i \le d , \tag{2}$$

где *i* = 1, ..., *n*, *u<sub>i</sub>* - компоненты вектора *U*; *d* - известная величина, равная максимальной пропускной способности трубопроводов, по которым поступают компоненты смеси (предполагается, что все эти трубопроводы одинаковы).

Требованиями устойчивости процесса смешивания вызвана необходимость соблюдения следующих ограничений:

$$|u_i(k+1) - u_i(k)| \le b, \ i = 1, n,$$
 (3)

где k - моменты дискретного времени k = 0, 1, ...; запись  $u_i(k)$  обозначает зависимость величины  $u_i$  от конкретного момента времени; b - известная величина, задаваемая оператором-технологом.

Технологические требования к содержанию количества смеси в трубопроводе с конечным продуктом определяют ограничение, физический смысл которого состоит в неизменности величины потока товарного бензина:

$$q^T U(k) = G, \qquad (4)$$

где q - вектор размерности n, все компоненты которого равны единице; G - заранее заданная величина, которая устанавливается оператором-технологом.

Качество товарного бензина нормируется государственными стандартами или стандартами предприятия. Среди нормируемых показателей основным является октановое число  $Q_s$  товарного бензина. Требования, предъявляемые к величине  $Q_s$ , могут быть записаны в виде

$$\underline{Q_S} \le Q_S \le \overline{Q_S} , \qquad (5)$$

где  $\overline{Q}_{S}, \underline{Q}_{S}$  - соответственно верхняя и нижняя допустимые границы октанового числа товарного бензина, получаемого в результате смешивания всех компонент в потоке.

Известно, что чем ниже октановое число нефтепродуктов, тем меньше его стоимость. Поэтому желательно, чтобы октановое число получаемого товарного бензина соответствовало нижней допустимой границе интервала (5):

$$Q_S = \underline{Q_S} . \tag{6}$$

Математическая модель технологического процесса смешивания бензиновых фракций представляет собой нелинейное уравнение [2]:

$$Q = \sum_{j=1}^{N} Q_{j}^{0} x_{j} + \frac{1}{\sum_{l=1}^{N} g_{lo} x_{l}} \sum_{j=1}^{N-1} g_{jo} \sum_{r=j+1}^{N} \frac{Q_{j}^{0} - Q_{r}^{0}}{1 - g_{jr}} x_{j} x_{r},$$
(7)

где Q - октановое число товарного бензина,  $Q_j^o$  - октановые числа чистых компонентов,  $x_j, x_r$  - мольная доля j –го (r-го) компонента в растворе.

Данное уравнение может быть описано следующим векторным уравнением:

$$Q_{S}(k) = U(k)Q^{*}[q^{T}U(k)]^{-1} + d(k), \qquad (8)$$

где  $Q^* = |Q_1^*, ..., Q_n^*|^T$  - вектор октановых чисел компонентов товарного бензина в смешиваемых потоках;  $q = |1, ..., 1|^T$  - вектор размерности *n*, все компоненты которого равны единице; d(k) = d(U(k), Q) - величина, равная второму слагаемому правой части соотношения (7) и характеризующая степень нелинейности процесса; k = 0, 1, ... - моменты дискретного времени.

Практика компаундирования топлив свидетельствует, что величина *d*, характеризующая нелинейность процесса, не превышает некоторой постоянной величины **%**:

$$|\boldsymbol{d}(k)| \leq \boldsymbol{\$}, \ \forall k \geq 0. \tag{9}$$

Решение задачи (1) при ограничениях (2) - (6), (9) может быть получено путем вычисления вектора оптимальных управляющих воздействий методами линейного программирования, если известен вектор октановых чисел  $Q_i$  компонентов смеси модели (8).

Однако октановые числа  $Q_i$  смешиваемых компонентов точно неизвестны, а известны лишь их интервальные оценки следующего вида:

$$\underline{Q_i} \le Q_i \le \overline{Q_i} , \qquad (10)$$

для всех i = 1, 2, ..., n.

Поэтому задача оптимизации процесса компаундирования сводится к поочередному решению следующих задач:

- идентификации неизвестных параметров *Q* модели (8), например по [1];

- решению задачи линейного программирования (1) при ограничениях (2) - (6) и (9).

## 2. Идентификация параметров математической модели

В [1] рассматривается алгоритм идентификации, использующий эллипсоидальные оценки множеств возможных значений искомых параметров. Однако решение данных алгоритмов требует больших затрат времени. Поэтому предлагается для идентификации октановых чисел смешиваемых компонент использовать лазерный оптико-акустический (ЛОА-) октанометр [2, 3]. Применим генетический алгоритм для решения обратной задачи анализа бензиновой смеси (определения концентраций, что соответствует октановым числам компонент товарного бензина) методом подбора квазирешений.

В системах адаптивного управления компаундированием товарных бензинов необходимо знать точную концентрацию (октановое число) каждого компонента в смеси товарного бензина, что позволяет точно выдерживать рецептуру компаундирования и получать качественный бензин с заданным октановым числом с первого цикла смешения.

Используя генетический алгоритм (ГА), решим систему уравнений ЛОА-октанометра в общем виде (в виде системы нелинейных интегральных уравнений).

Рассмотрим модификацию алгоритма эволюционно-генетической стратегии, описанного в [4], применительно к задаче анализа товарного бензина. Будем решать обратную задачу многокомпонентного ЛОА-анализа с учетом неселективного поглощения в приближении линейного поглощения, предполагая, что спектральные каналы измерения были выбраны попарно близко друг от друга, так что показатели неселективного поглощения в каждой паре каналов равны друг другу.

В этом случае для определения концентраций компонент в К-компонентной бензиновой смеси необходимо решить систему из 2К линейных уравнений (11). Здесь неизвестными являются значения концентраций компонент бензиновой смеси и значения показателей неселективного поглощения.

Когда спектральные каналы выбраны попарно достаточно близко, то для каждой пары каналов показатели  $b_i$  можно принять равными константе. В матричной форме система линейных алгебраических уравнений лазерного ОА-октанометра имеет вид [4]:

$$KN + b = y, \tag{11}$$

где K – матрица коэффициентов поглощения компонент исследуемой бензиновой смеси размерностью  $M \ge M/2$ :

$$\boldsymbol{K} = \begin{bmatrix} k_{1}(l_{1}) & k_{2}(l_{1}) \dots & k_{k}(l_{1}) \\ k_{1}(l_{2}) & k_{2}(l_{2}) \dots & k_{k}(l_{2}) \\ \dots & \dots & \dots \\ k_{1}(l_{M}) & k_{2}(l_{M}) \dots & k_{k}(l_{M}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \dots & k_{1k} \\ k_{21} & k_{22} \dots & k_{2k} \\ \dots & \dots & \dots \\ k_{M1} & k_{M2} \dots & k_{Mk} \end{bmatrix};$$

N-M/2-мерный вектор долей (концентраций) компонент бензиновой смеси (M/2=K):

$$\boldsymbol{N} = \begin{bmatrix} N_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ N_{M/2} \end{bmatrix};$$

*b* - *М*-мерный вектор показателей фонового неселективного поглощения:

$$b = \begin{bmatrix} b(l_1) \\ b(l_2) = b(l_1) \\ . \\ b(l_{M-1}) \\ b(l_M) = b(l_{M-1}) \end{bmatrix};$$

у – М-мерный вектор правых частей системы уравнений (11):

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} y(I_1) \\ y(I_2) \\ \vdots \\ y(I_{M-1}) \\ y(I_M) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_{M-1} \\ y_M \end{bmatrix}.$$

Перейдем от системы (11) к системе разностных уравнений (вычитая попарно уравнения, для которых можно положить показатели  $\boldsymbol{b}_{1}$  = const). В этом случае вместо (11) имеем

$$k_{\rm N} = \mathbf{y}_{\mathbf{0}}, \tag{12}$$

где %-*М*/2-мерный вектор правых частей системы уравнений (12):

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_{1} \\ \mathbf{y}_{2} \\ . \\ \mathbf{y}_{M-1/2} \\ \mathbf{y}_{M/2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{1} - y_{2} \\ y_{3} - y_{4} \\ . \\ . \\ y_{M-3} - y_{M-2} \\ y_{M-1} - y_{M} \end{bmatrix};$$

**К** - матрица разностей коэффициентов поглощения компонент исследуемой бензиновой смеси размерностью *M*/2 х *M*/2:

$$\boldsymbol{K} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{k}_{11}^{\prime} & \boldsymbol{k}_{12}^{\prime} & \dots & \boldsymbol{k}_{1k}^{\prime} \\ \boldsymbol{k}_{21}^{\prime} & \boldsymbol{k}_{22}^{\prime} & \dots & \boldsymbol{k}_{2k}^{\prime} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \boldsymbol{k}_{M1}^{\prime} & \boldsymbol{k}_{M2}^{\prime} & \dots & \boldsymbol{k}_{Mk}^{\prime} \end{bmatrix} = \\ = \begin{bmatrix} k_{11} - k_{21} & k_{12} - k_{22} & \dots & k_{1k} - k_{2k} \\ k_{31} - k_{41} & k_{32} - k_{42} & \dots & k_{3k} - k_{4k} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_{(M-1)1} - k_{M1} & k_{(M-1)2} - k_{M2} & \dots & k_{(M-1)k} - k_{Mk} \end{bmatrix}.$$

Для уравнения (12) квазирешение находится из условия

$$r(RN, \%) = \inf_{N \in D} r(RN, \%),$$
 (13)

где на множество *D* наложены ограничения, обусловленные физической постановкой задачи компаундирования и анализа товарных бензинов.

Возможно наложение и более строгих ограничений, например диапазона изменения концентраций компонент в анализируемой бензиновой смеси.

Рассмотрим особенности построения ГА для решения задачи (11) методом подбора квазирешения. Каждый индивид, кандидат на решение  $S\{m, g\}$  (*m* – номер индивида в популяции, *g* – номер поколения) включает в себя все неизвестные параметры задачи – гены, разделенные на две хромосомы длиной *K* (рис. 1), одна из которых – вектор неизвестных концентраций компонент, а вторая – вектор неселективного поглощения. Хромосомы кодировались с плавающей точкой – это наиболее подходящее кодирование для данной задачи.

За целевую функцию (функцию пригодности индивидов) возъмем функционал невязки вида

$$F(S) = \frac{1}{2K} \sum_{i=1}^{2K} (y_j - y_j^S)^2, \qquad (14)$$

где S – индивид, для которого вычисляется целевая функция;  $y_j$  – значение измеренного сигнала в *j*-м спектральном канале;  $y_j^S$  – рассчитанное значение сигнала в *j*-м спектральном канале, полученное путем подстановки значения гена индивида *S* в левую часть системы уравнений (11):

$$y_{j}^{s} = \sum_{i=1}^{K} k_{ij} N_{i}^{s} + \boldsymbol{b}_{[j/2]+1}^{s}; \qquad (15)$$

 $N_i^s$  – ген *i*-й неизвестной концентрации индивида *S*;  $b_{[j]}^s$  - ген *j*-го неизвестного показателя фонового поглощения индивида *S*.

Необходимо решить задачу минимизации функции F(S) вида (14).

Лучшей приспособленностью (большей жизнеспособностью в процессе эволюции) соответственно будут обладать индивиды с меньшим значением целевой функции. Область поиска ограничивается областью допустимых значений неизвестных переменных (ареалом), основанной на физическом смысле решаемой задачи анализа товарных бензинов.

Введем физические ясные ограничения:

 значения относительных концентраций (долей) компонентов бензиновой смеси, имеющие физический смысл (рецептура товарного бензина), должны находиться в диапазоне [0,1];

- сумма всех относительных концентраций (долей) компонент товарного бензина должна быть равна единице;

 - значения показателей неселективного поглощения, удовлетворяющие физическому смыслу, должны быть всегда больше или равны нулю:

$$0 \le N_i \le 1, i = 1, 2, ..., K;$$
  

$$\sum_{i=1}^{K} N_i = 1;$$
  

$$b_i \ge 0, j = 1, 2, ..., 2K.$$
(16)

Ареал в некоторых случаях можно сократить дополнительно. Например, значения концентраций (долей) компонент N<sub>i</sub> товарно-



Рис.1. Неизвестные параметры задачи лазерного оптико-акустического октанометра

го бензина можно ограничить сверху и снизу значениями, регулируемыми другими качественными параметрами бензина (содержанием серы, давлением насыщенных паров, плотностью и т.д.).

В начале работы ГА сформируем стартовую популяцию. Затем на каждой итерации к индивидам популяции будем применять генетические операторы отбора, репродукции, мутации и селекции.

Рассмотрим конкретную реализацию используемых в данном алгоритме генетических операторов.

Задание стартовой популяции. На начальном этапе работы алгоритма необходимо сформировать стартовую популяцию. Для этого случайным образом формируется Mиндивидов  $S\{m, 0\}$ , т.е. задается M вариантов векторов начальных концентраций компонент бензиновой смеси и векторов неселективного поглощения:

$$S\{m,0\} = (N_1^{(m,0)}, N_2^{(m,0)}, \dots, N_i^{(m,0)}, \dots, N_K^{(m,0)};$$
  
$$b_1^{(m,0)}, b_2^{(m,0)}, \dots, b_i^{(m,0)}, \dots, b_K^{(m,0)}),$$
  
(17)

где *m* = 1, ..., *M*.

Для полученных индивидов  $S\{m, 0\}$ стартовой популяции вычисляется целевая функция (14).Стартовая популяция сортируется по возрастанию целевой функции  $F(S\{m, 0\})$  (наименьший индекс *m* соответствует наименьшему значению целевой функции) и используется как популяция предков на первой итерации работы алгоритма. Отбор. Отбор индивидов из популяции предков для участия в репродукции осуществляется с использованием ранжирования по нормальному закону. Расчет вероятности выбора  $P(S\{m,g\})$  индивида осуществляется по формуле

$$P(S\{m,g\}) = \begin{cases} \left\{ \sqrt{\frac{2}{p}} \frac{3}{M} \int_{m-1}^{m} \exp\left(\frac{-9x^{2}}{2M^{2}}\right) dx, & 1 \le m \le M - 1 \end{cases} \\ \left\{ \sqrt{\frac{2}{p}} \frac{3}{M} \int_{m-1}^{\infty} \exp\left(\frac{-9x^{2}}{2M^{2}}\right) dx, & m = M. \end{cases} \end{cases}$$
(18)

В результате с наибольшей вероятностью отбираются индивиды с меньшими значениями целевой функции.

Репродукция. К каждой паре индивидов  $S\{m1, \}, S\{m2, g\}$  популяции предков, прошедших оператор отбора, применяется оператор репродукции – модифицированный вариант равномерного кроссинговера и образовывается один новый индивид  $S'\{l, g\}$  популяции потомков. Заполнение хромосом нового индивида осуществляется следующим образом:

$$N_{i}^{(l,g)} = \begin{cases} N_{i}^{\{m1,g\}}, & \mathring{a}\tilde{n}\ddot{e}\dot{e} & p_{1} = 0; \\ N_{i}^{\{m2,g\}}, & \mathring{a}\tilde{n}\ddot{e}\dot{e} & p_{1} = 1; \end{cases}$$
$$b_{i}^{\{l,g\}} = \begin{cases} b_{i}^{\{m1,g\}}, & \mathring{a}\tilde{n}\ddot{e}\dot{e} & p_{2} = 0; \\ b_{i}^{\{m2,g\}}(1+w), & \mathring{a}\tilde{n}\ddot{e}\dot{e} & p_{2} = 1, \end{cases}$$
(19)

где  $l=1, ..., M_c$  – номер индивида популяции потомков;  $N_i^{(l,g)}$  – значения генов концентраций индивида, подвергаемого мутации; N<sub>t</sub><sup>(l,g)</sup> – значения генов концентраций индивида после мутации;  $b_i^{\{l,g\}}$  - значения генов показателей неселективного поглощения индивида, подвергаемого мутации;  $b_{i \ mut}^{\{l,g\}}$  значения генов показателей неселективного поглощения индивида после мутации;  $P_{y}p_{4}$  – случайные величины, принимающие значения 0 и 1; w – случайная величина, распределенная по нормальному закону с математическим ожиданием, равным нулю, и дисперсией, равной  $s^2$ , причем значение дисперсии случайной величины w меняется (адаптируется) в процессе эволюции.

Для индивидов популяции потомков, прошедших оператор мутации, вычисляются значения целевой функции (14).

Селекция. Для переноса лучших индивидов текущего поколения в следующее поколение используется оператор элитной селекции. При этом в селекции участвуют все индивиды популяции потомков и лучший индивид популяции предков. В результате, из  $M_c+1$  индивидов выбирается M наилучших (с точки зрения малости целевой функции). Отобранные индивиды располагаются по возрастанию значений целевой функции и используются на следующем этапе в качестве поколения предков.

Таким образом, на каждой итерации работы генетического алгоритма сначала к популяции предков из M индивидов  $S\{m,g\}$  применяются операторы отбора и репродукции, в результате чего образуется популяция потомков из  $M_c$  индивидов  $S'\{l,g\}$ . Популяция потомков подвергается мутации. Далее в результате применения оператора селекции M лучших индивидов образуют популяцию предков следующего поколения  $S\{m,g=1\}$ .

Адаптация дисперсии мутации. Один раз в  $G_M$  поколений осуществляется изменение значения дисперсии  $s^2$  случайной величины W в зависимости от относительной частоты f ( $f=G_{dec}/G_M$ , где  $G_{dec}$  – число поколений, в которых произошло уменьшение целевой функции) уменьшения целевой функции  $F(S\{0,g\})$  лучшего индивида  $S\{0,g\}$  поколения, посчитанной за эти  $G_M$  итераций. Причем, если частота уменьшения целевой функции мала, то значение дисперсии  $s^2$  уменьшают, предполагая, что эволюция находится в области минимума и необходимо проводить более точный поиск. В случае высокой частоты уменьшения целевой функции значение дисперсии, наоборот, увеличивают. Тем самым увеличивают скорость процесса эволюции в области поиска, удаленной от минимума. Адаптация дисперсии мутации производится по следующему закону:

$$\boldsymbol{\mathscr{H}} = \begin{cases} \boldsymbol{s}^2 \cdot \boldsymbol{a}, & a \tilde{n} \ddot{e} \dot{e} \ \boldsymbol{f} > \boldsymbol{f}_p; \\ \boldsymbol{s}^2 / \boldsymbol{a}, & a \tilde{n} \ddot{e} \dot{e} \ \boldsymbol{f} \le \boldsymbol{f}_p, \end{cases}$$

где  $S^2$  - новое значение дисперсии мутации;  $S^2$  - предыдущее значение дисперсии мутации;  $a > 1, 0 < f_p < 1$  - некоторые числа.

Типовые значения параметров a и  $f_p$ , применимые для широкого класса задач, могут быть взяты из [4]:

$$f_p \cong 0, 2; \quad a \cong 1, 22$$

Остановка итераций. Остановка итераций алгоритма происходит, когда значение целевой функции лучшего индивида популяции станет меньше некоего порога:

$$F(S\{0,g\}) \le Q_{thr}.$$
(20)

Здесь  $S\{0, g\}$  - лучший индивид поколения  $g; Q_{thr}$  – порог остановки итераций алгоритма.

В качестве порога  $Q_{thr}$ , например, может быть взято значение средней дисперсии измеренного сигнала (в случае, если это значение известно). В других случаях в качестве порога  $Q_{thr}$  можно использовать величину, определенную в результате предварительного моделирования.

Для устранения возможного зацикливания алгоритма или чрезмерно долгой его работы условие (20) может быть скомбинировано с условием окончания работы по достижению некоторого числа поколений:

## $G = G_{max},$

где  $G_{max}$  – поколение, в котором должна быть остановлена работа алгоритма.

По окончании итераций хромосомы лучшего индивида  $S\{0,g\}$  (с точки зрения наименьшего значения целевой функции) выбираются за компоненты концентраций (долей) бензиновых компонент  $N_i$  и показатели неселективного поглощения  $b_j$  искомого квазирешения.

### 3. Этапы работы ЛОА-октанометра в режиме определения долей компонентов в бензиновой смеси

Работа ЛОА-октанометра состоит из следующих этапов.

1. Определение оптимального набора спектральных каналов измерения.

2. Измерение величины поглощения лазерного излучения анализируемой смесью.

3. Обработка результатов измерений и определение значений долей компонент в бензиновой смеси.

На первом этапе работы ЛОА-октанометра для заданного состава анализируемой бензиновой смеси определяется оптимальный набор спектральных каналов измерения (НСКИ), учитывающий спектральные характеристики компонентов, входящих в смесь, мощности лазерного излучения в отдельных спектральных каналах, а также характеристики измерительной аппаратуры. Для смеси, состоящей из К бензиновых компонент, выбирают 2К каналов измерения (для реализации режима дифференциального поглощения). Режим дифференциального поглощения позволяет исключить влияние неселективного поглощения и фоновых сигналов, имеющих слабую спектральную зависимость. Поиск оптимального НСКИ оператором вручную для многокомпонентных смесей требует больших затрат времени либо вообще невозможен. В составе программного обеспечения ЛОА-октанометра реализована автоматизированная система поиска НСКИ.

На втором этапе анализа осуществляется измерение поглощения анализируемой бензиновой смеси. Программное обеспечение, управляющее процессом измерения, состоит из двух частей. Одна часть входит в состав программного комплекса, который реализует алгоритм определения НСКИ и на основе выбранного НСКИ выдает команды на измерение для второй части программного обеспечения.

Такая архитектура управляющей системы позволяет выполнять процессы управления ЛОА-октанометром, измерения и предварительной обработки сигналов параллельно работе первой части программного обеспечения, которая реализована на персональном компьютере. Данная распределенная система позволяет уменьшить время на проведение анализа бензиновой смеси и повысить надежность измерительного комплекса.

На третьем этапе обработки результатов измерений осуществляется определение долей компонентов анализируемой бензиновой смеси.

ЛОА-октанометр может выполнять качественный анализ товарных бензинов. В режиме мониторинга товарного бензина осуществляется сглаживание полученных значений долей компонентов смеси и сравнение их с рецептурными значениями компаундирования товарных бензинов.

### 4. Калибровка ЛОА-октанометра

Прежде чем проводить с помощью ЛОА-октанометра многоспектральные измерения показателя поглощения анализируемой бензиновой смеси, по результатам которых можно рассчитать доли компонент этой смеси и определить октановое число, октанометр должен быть откалиброван.

При калибровке ЛОА-октанометра определяется постоянная оптико-акустической ячейки (ОА-ячейки) *К*<sub>a</sub>:

$$K_{jj} = \frac{\frac{U^{on}}{U_{II}^{on}} - \frac{U^{off}}{U_{II}^{off}}}{N_{\dot{e}c\hat{i}}(k_{\dot{e}c\hat{i}}^{on} - k_{\dot{e}c\hat{i}}^{off})},$$
(21)

где  $N_{u_{30}}$  – концентрация (доля) изооктана в калибровочной смеси ( $N_{u_{30}}$ =0,95);  $k_{\dot{e}c\dot{c}}^{on}$ ,  $k_{\dot{e}c\dot{c}}^{off}$  - коэффициенты поглощения изооктана в *on-, off*-спектральных каналах соответствен-

но;  $U^{on}$ ,  $U^{off}$  – амплитуды акустического сигнала, измеренные в *on-*, *off*-спектральных каналах соответственно;  $U_{II}^{on}$ ,  $U_{II}^{off}$  - амплитуды опорного сигнала, измеренные в *on-*, *off*-спектральных каналах соответственно.

Для калибровки ЛОА-октанометра ОАячейка заполняется смесью известного состава. Коэффициенты поглощения компонент, входящих в состав этой смеси, известны с высокой точностью. В качестве калибровочной смеси принято использовать 2-х компонентную смесь изооктана (95%) и н-гептана (5%).

После заполнения ОА-ячейки калибровочной смесью производится измерение амплитуд акустического U и опорного  $U_{on}$  сигналов. Для устранения влияния неселективного поглощения измерения проводят в паре спектральных каналов, один из которых (onканал) соответствует максимуму поглощения изооктана, а другой (off-канал) находится близко от оп-канала и поглощение изооктана в этом спектральном канале мало. Неточность определения постоянной ячейки как систематическая погрешность существенно влияет на точность измерения показателей поглощения и, соответственно, концентраций (долей) компонент бензиновой смеси и определения октанового числа анализируемого бензина.

Поэтому к калибровке ЛОА-октанометра предъявляются высокие требования, зак-

лючающиеся в точности измерения амплитуд сигналов и точности задания состава калибровочной смеси.

#### Библиографический список

1. Астапов В. Н., Бакан Г. М., Сальников Н. Н. Оценивание с помощью эллипсоидов параметров линейной регрессии при линейных ограничениях на вектор входных переменных //Автоматика. – 1993. - №1. - С.28-34.

2. Астапов В. Н., Бакан Г. М., Коцюба А. Т., Одинцова Е. А. Математическое моделирование технологического процесса смешивания бензиновых фракций //Автоматика. – 1992. - №5. – С. 31 – 37.

3. Астапов В. Н. Физические основы оптико-акустического метода контроля качества углеводородных топлив // Научные труды VII международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы приборостроения, информатики и экономики». Кн. «Приборостроение». Московская государственная академия приборостроения и информатики. - М.: МГАПИ, 2005. – С. 19-23.

4. Schoeneburg E., Heinmann F., Feddersen S. Genetische Algorithmen und Evolutionsstrategien: Eine Einfuerung in Theorie und Praxis der simulierten Evolution. – Bonn; Paris; Readin; Mass. [u.a.]: Addison-Wesley, 1994.

#### References

1. Astapov V. N, Bakan G. M, Salnikov N. N. Estimation of linear regression parameters with the aid of ellipsoids with linear constraints on the vector of input variables. // Automatics. – 1993. – No. 1. pp. 28-34.

2. Astapov V. N, Bakan G. M, Kotsyuba A. T., Odintsova Ye. A. Mathematical modeling of petroleum fraction mixing process // Automatics. – 1992. – No. 5. – pp. 31-37.

3. Astapov V. N. Physical foundations of the optico-acoustical method of hydrocarbon fuel quality control // Transactions of the VII<sup>th</sup>

international practical science conference «Fundamental and applied problems of instrument engineering, information science and economics». "Priborostroyeniye". Moscow State Academy of Instrument Engineering and information science. Moscow: MSAIE, 2005, pp. 19-23.

4. Schoeneburg E., Heinmann F., Feddersen S. Genetische Algorithmen und Evolutionsstrategien: Eine Einfuerung in Theorie und Praxis der simulierten Evolution. – Bonn; Paris; Readin; Mass. [u.a.]: Addison-Wesley, 1994.

## LASER OPTICO-ACOUSTICAL OCTANE METER IN SYSTEMS OF OPTIMIZING THE PROCESS OF COMMERCIAL PETROL COMPOUND-FILLING

#### © 2009 V. N. Astapov

#### Samara State Aerospace University

The paper presents a methodology of constructing systems of optimal commercial petrol compound-filling. A mathematical model of the "octane number" and a method of identification of the octane numbers of the components being mixed using a laser optico-acoustical octane meter are given. For this purpose the inverse problem of petroleum mixture analysis using a genetic algorithm is solved.

Laser optico-acoustical octane meter, optimization, compound-filling, commercial petroleum, identification, mathematical model, spectral channels of measurement, calibration.

#### Информация об авторе

Астапов Владислав Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет, еmail: <u>asta\_09@mail.ru</u>. Область научных интересов: устройства контроля качества и автоматизированные системы управления в нефтеперерабатывающей промышленности.

Astapov Vladislav Nicolayevitch, candidate of technical science, associate professor of the department «Electronic systems and devices», Samara State Aerospace University, e-mail: <u>asta 09@mail.ru</u>. Area of research: quality control devices and automatic control systems in petroleum industry.

УДК 519.612

## О РЕКУРРЕНТНО-МАТРИЧНОЙ ФОРМЕ МЕТОДА ОПТИМАЛЬНОГО ИСКЛЮЧЕНИЯ

© 2009 А. И. Жданов, Л. В. Яблокова

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматривается прямой рекуррентный метод, который является альтернативной формулировкой прямого проекционного метода решения систем линейных алгебраических уравнений, и показывается его эквивалентность методу оптимального исключения. Это позволяет рассматривать последний как прямой рекуррентный метод. Данный подход дает возможность создавать оптимальные по требуемому объему оперативной памяти машинные алгоритмы решения систем линейных алгебраических уравнений со многими правыми частями, которые особенно эффективны в алгоритмах итерационного уточнения.

Прямой рекуррентный метод, прямой проекционный метод, метод оптимального исключения.

#### § 1. Введение

В данной работе рассматривается задача решения систем линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) с невырожденными матрицами, т.е. задача вычисления решения СЛАУ:

$$Ax = b$$
,  $A \in \mathbf{R}^{n \times n}$ ,  $b \in \mathbf{R}^n$ , rank  $A = n$ . (1)

Прямые методы решения СЛАУ оцениваются по трем важнейшим качествам: числу выполняемых арифметических операций, требованию к объему оперативной памяти и максимальной точности, достижимой при их помощи.

Наилучшими по вышеперечисленным показателям методами решения невырожденных СЛАУ продолжают оставаться методы типа исключения Гаусса. Как известно [1] - [3], число операций этих методов оценивается величиной  $2n^3/3 + O(n^2)$ , где в число операций включаются как умножения/деления, так и сложения/вычитания.

Гауссовское исключение существует во многих вариантах, которые алгебраически тождественны. Из всего множества вариантов исключения Гаусса метод оптимального исключения [1], [3] требует для своей реализации минимального объема оперативной памяти. Точно такие же характеристики имеет метод окаймления [1], [3], хотя он и не относится, вообще говоря, к методам исключения, так как по своей математической структуре принадлежит к классу методов малоранговой модификации. Однако метод окаймления представляет собой лишь некоторое видоизменение вычислительной схемы метода оптимального исключения [1] и не дает никаких преимуществ. Поэтому в дальнейшем будет рассматриваться метода оптимального исключения. В этом методе объем требуемой оперативной памяти оценивается при четном n величиной -  $n^2/4$  машинных слов, а при нечетном n данный показатель будет близок к этому.

Как известно [4], в методе оптимального исключения попеременно выполняются операции прямого и обратного хода метода Гаусса. Это позволяет не вводить в оперативное запоминающее устройство очередную строку СЛАУ до тех пор, пока не преобразованы предыдущие строки, т.е. используется последовательный ввод строк матрицы и правых частей системы. Таким образом, метод оптимального исключения имеет рекуррентную структуру.

В настоящей работе рассматривается прямой рекуррентный метод решения СЛАУ, основанный на использовании формулы малоранговой модификации обратной матрицы (формулы Шермана-Моррисона [5]). Показана эквивалентность этого метода методу оптимального исключения, хотя по своей алгоритмической структуре полученный рекуррентный метод не является методом исключения. Этот метод относится к классу прямых проекционных методов [6] – [8].

Указанная эквивалентность рассматриваемого прямого рекуррентного метода, прямого проекционного метода [8] и метода оптимального исключения дает возможность исследовать последний как конечный рекуррентный процесс, а также представлять его в компактной рекуррентно-матричной форме. Это позволяет получить оптимальные по требуемому объему оперативной памяти машинные алгоритмы решения СЛАУ со многими правыми частями, которые особенно эффективны в алгоритмах итерационного уточнения.

### § 2. Прямой рекуррентный алгоритм

Рассматриваемый в статье прямой рекуррентный метод решения СЛАУ [9] основан на формуле Шермана – Моррисона [5].

Лемма. Пусть дана матрица

$$B = \begin{pmatrix} U_{kk} & U_{k,n-k} \\ O_{n-k,k} & O_{n-k,n-k} \end{pmatrix} \in \mathbf{R}^{n \times n}$$

где  $U_{kk} \in \mathbf{R}^{k \times k}$ , k < n и  $rankU_{kk} = k$ ,  $U_{k,n-k} \in \mathbf{R}^{k \times (n-k)}$ ,  $O_{n-k,k}$  и  $O_{n-k,n-k}$  – нулевые матрицы соответствующих размерностей.

Тогда для всех  $|\boldsymbol{d}| < \boldsymbol{s}_{\min}(\boldsymbol{U}_{kk})$  матрица

$$P_B = \lim_{d \to 0} (B + dE_n)^{-1} d$$

существует и равна

$$P_{B} = \begin{pmatrix} O_{kk} & -\mathbf{U}_{kk}^{-1}U_{k,n-k} \\ O_{n-k,k} & E_{n-k} \end{pmatrix},$$
(2)

где  $d_{\min}U_{kk}$  – минимальное сингулярное число матрицы  $U_{kk}$ ,  $E_n$  – единичная матрица порядка n, k = 1, 2, ..., n-1. Введем обозначения.

Пусть  $i = 1, 2, \mathbf{K}, n$  – номера строк матрицы  $A, a_i^{\mathrm{T}} = (a_{i1}, ..., a_{in})$  – строки матрицы  $A, \mathrm{T}$  – знак транспонирования,

$$\mathbf{A}_{i} = \begin{pmatrix} a_{1}^{\mathbf{\dot{o}}} \\ \mathbf{M} \\ a_{i}^{\mathbf{\dot{o}}} \end{pmatrix} \in \mathbf{R}^{i \times n}, \ A_{n} = A,$$

 $b_i$  – элементы вектора b,

$$b = (b_1, ..., b_n)^{\mathbf{0}} \in \mathbf{R}^n$$

$$\mathbf{A}_{i}^{\mathbf{A}} = \begin{pmatrix} a_{11} & \mathbf{L} & a_{1i} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{i1} & \mathbf{L} & a_{ii} \end{pmatrix} \in \mathbf{R}^{i \times i}, \ \widetilde{A}_{1} = a_{11},$$

 $\widetilde{A}_n = A$ .

Теорема. Пусть все главные миноры матрицы *А* отличны от нуля, т.е.

$$\det \widetilde{A}_i \neq 0 \quad \forall i = 1, 2, \mathbf{K}, n , \qquad (3)$$

и пусть векторы  $x_i \in \mathbf{R}^n$  и матрицы  $P_i \in \mathbf{R}^{n \times n}$ ,  $i = 1, 2, \mathbf{K}$ , п удовлетворяют системе рекуррентных уравнений

$$x_{i+1} = x_i + g_{i+1}^i \left( b_{i+1} - a_{i+1}^{\flat} x_i \right) / W_{i+1} , \ x_0 = 0 , \quad (4)$$

$$P_{i+1} = P_i - g_{i+1}^i a_{i+1}^{\flat} P_i / W_{i+1} , P_0 = E_n , \qquad (5)$$

где  $P_i = [g_1^i \mathbf{K} g_n^i] \in \mathbf{R}^{n \times n}$ ,  $W_{i+1} = a_{i+1}^{\delta} g_{i+1}^i$ ,  $i = 1, 2, \mathbf{K}, n-1$ .

Тогда условия (2) являются необходимыми и достаточными для того, чтобы

$$W_{i+1} \neq 0 \quad \forall i = 1, 2, \mathbf{K}, n-1.$$

При этом  $x_n = A^{-1}b$ , т.е.  $x_n$  является решением СЛАУ(1).

Пусть  $A_i = [\widetilde{A}_i \quad A_{i,n-i}]$ , где  $A_i \in \mathbf{R}^{i \times i}$  и  $A_{i,n-i} \in \mathbf{R}^{i \times (n-i)}$ , тогда из условий (5) на ос-

новании леммы получаем, что  $\forall i = 1, 2, \mathbf{K}, n$ матрицы  $P_i = \lim_{d \to 0} P_i^d$  существуют и равны

$$P_{i} = \begin{pmatrix} O_{ii} & -\tilde{A}_{i}^{-1}A_{i,n-i} \\ O_{n-i,i} & E_{n-i} \end{pmatrix}.$$
 (6)

Из (6) видно, что в матрице  $P_{i+1}$  первые i+1 векторов равны нулю, т.е.  $g_j^{i+1} = 0$  $\forall j = 1, 2, \mathbf{K}, i-1$ . Следовательно, формулу (5) можно записать в виде

$$g_{j}^{i+1} = g_{j}^{i} - \frac{Y_{j}}{W_{i+1}} g_{i+1}^{i}, \qquad (7)$$

где

 $\mathbf{y}_{j} = a_{i+1}^{\mathrm{T}} g_{j}^{i}, \quad j = i+2, \mathbf{K}, n, \quad i = 0, 1, \mathbf{K}, n-1,$ a  $g_{k}^{0} = e_{k} \quad \forall k = 1, 2, \mathbf{K}, n.$ 

Из (7) непосредственно видно, что алгоритм (4), (5) является альтернативной формулировкой прямого проекционного метода [8].

Известно, что условия (2) не являются сильно ограничительными. Чтобы от них освободиться, достаточно выполнить перестановку, основанную на какой-либо стратегии выбора ведущих элементов. Как отмечается в [8], наиболее естественной и практичной для данного метода при решении СЛАУ с плотными матрицами продолжает оставаться стратегия с выбором максимального по модулю ведущего элемента по строке.

Формально эта стратегия на каждом *i* - м шаге состоит из следующих этапов:

1) определяется номер k из условия:  $k = \min N_i$ , где

$$N_{i} = \{k': \left|a_{i+1}^{\mathrm{T}}g_{k'}^{i}\right| = \max_{i+1 \le l \le n} \left|a_{i+1}^{\mathrm{T}}g_{l}^{i}\right|\};$$

2) выполняется перестановка векторов  $g_{i+1}^{i}$  и  $g_{k}^{i}$ .

В [8] отмечается, что вычислительные эксперименты свидетельствуют о том, что прямой проекционный метод с рассмотрен-

ной стратегией выбора ведущих элементов лишь незначительно уступает по точности методу исключения с использованием *LU* - разложения и частичным выбором (по строке) ведущих элементов.

Для СЛАУ с разреженными матрицами в [8] предложена новая стратегия выбора ведущих элементов. В этой стратегии номер k выбирается на *i*-м шаге из условия:  $k = \min N'_i$ , где

$$N'_{i} = \{k': \left|a_{i+1}^{\flat}g_{k'}^{i}\right| \ge c \cdot \max_{i+1 \le l \le n} \left|a_{i+1}^{\flat}g_{l}^{i}\right|, \quad 0 < c \le 1\}.$$

В [8] показано, что эта стратегия в случае СЛАУ с разреженными матрицами при c < 1 позволяет значительно уменьшить заполнение матриц в процессе вычислений при незначительном снижении точности алгоритмов вида (6), (7).

### § 3. Анализ вычислительной схемы рекуррентного алгоритма

Нетрудно показать, что общее число арифметических операций, требуемых для реализации алгоритма (4), (5), оценивается величиной  $4n^3 + O(n^2)$ . Однако, учитывая специальную структуру (6) матриц  $P_i$ , можно представить алгоритм (4), (5) в эквивалентном виде, для которого общее число арифметических операций оценивается величи-

ной  $2n^3/3 + O(n^2)$ .

Для этого предварительно введем следующие обозначения:

$$P_i = \begin{pmatrix} O_{ii} & Q_i \\ O_{n-i,i} & E_{n-i} \end{pmatrix},$$

$$Q_i = \left(q_1^i \dots q_{n-i}^i\right) = -A_i^{\mathbf{0}-1} A_{i,n-i} \in \mathbf{R}^{i \times (n-i)},$$

$$q_k^i \in \mathbf{R}^i$$
,  $k = 1, 2, ..., n - i$ ,

$$\mathbf{\mathcal{Q}}_{l}^{i} = \left\| \begin{array}{ccc} q_{2}^{i} & q_{3}^{i} & \dots & q_{n-i}^{i} \\ 0 & 0 & \dots & 0 \end{array} \right\| \in \mathbf{R}^{(i+1) \times (n-i-1)}$$

для всех i = 1, 2, ..., n - 2.

Из определения матриц  $Q_i$  и  $\bigotimes_i$  следует, что матрицы  $Q_{i+1}$  и  $\bigotimes_i$  имеют одинаковые размерности, т.е.

$$Q_{i+1}, Q_i \in \mathbf{R}^{(i+1) \times (n-i-1)}$$

для всех i = 1, 2, ..., n - 2.

Представим строки  $a_i^{\delta}$  матрицы A в виде двух компонентов:

$$(a_i)_u \in \mathbf{R}^i \ \mbox{m} (a_i)_l \in \mathbf{R}^{n-i},$$

$$a_i^{\mathbf{\delta}} = [(a_i)_u^{\mathbf{\delta}}, (a_i)_l^{\mathbf{\delta}}],$$

а также введем вектор  $y_i$ , состоящий из первых *i* компонент вектора  $x_i$ ,

$$y_i = (x_1^i, ..., x_i^i)^{\mathbf{0}} \in \mathbf{R}^i$$
, где  $x_i = (x_1^i, ..., x_n^i)^{\mathbf{0}}$   
 $\forall i = 1, 2, \mathbf{K}, n$ .

Тогда, используя введенные обозначения, непосредственно получаем, что алгоритм (4), (5) можно записать в эквивалентном виде:

$$\mathcal{Q}_{1} = -(a_{12}, \dots, a_{1n})/a_{11},$$
 (8)

$$Q_{i+1} = \mathcal{O}_i - \frac{z_i \boldsymbol{n}_{i+1}^{\flat}}{\boldsymbol{\omega}_{i+1}}, \qquad (9)$$

$$i = 1, 2, ..., n - 1, n \ge 2,$$
  
 $y_1 = b_1/a_{11},$ 

$$y_{i+1} = \begin{pmatrix} y_i \\ 0 \end{pmatrix} + \frac{z_i(b_{i+1} - a_{i+1})}{w_{i+1}}, \qquad (11)$$

$$i = 1, 2, ..., n - 1, n \ge 2,$$
где

$$z_i = \begin{pmatrix} q_1^i \\ 1 \end{pmatrix} \in \mathbf{R}^{i+1},$$

$$\mathcal{A}_{P+1} = (a_{i+1,1}, ..., a_{i+1,i})^{\mathbf{\hat{o}}} \in \mathbf{R}^{i}$$

$$\mathbf{n}_{i+1}^{\mathbf{o}} = (a_{i+1})_{u}^{\mathbf{o}} \mathcal{D}_{i}^{\mathbf{o}} + (a_{i+1})_{l}^{\mathbf{o}},$$

 $W_{i+1}=\left(a_{i+1}\right)_u^{\diamond}z_i.$ 

Таким образом, если выполняются условия теоремы, то  $y_n = x_n$ .

Рекуррентная формула (5) эквивалентна рекуррентным формулам (8)-(9), а рекуррентная формула (4) - формулам (10)-(11).

Из формул (8)-(11) непосредственно видно, что вычислительная схема предлагаемого алгоритма практически совпадает с вычислительной схемой метода оптимального исключения [3]. Следовательно, число его арифметических операций оценивается величиной  $2n^3/3 + O(n^2)$ , а для решения СЛАУ *n*-го порядка этим методом достаточно иметь оперативную память машины порядка  $n^2/4$ слов. Необходимая для машинной реализации алгоритма (8)-(11) оперативная память определяется максимальным размером матрицы  $Q_i$ .

Таким образом, формулы (4), (5) (или, что эквивалентно, формулы (8) — (11)) представляют рекуррентно-матричную форму метода оптимального исключения.

## § 4. Решение систем со многими правыми частями

В [3] отмечалось, что единственным серьезным недостатком метода оптимального исключения по сравнению с *LU* - разложением является то, что он не позволяет эффективно решать системы со многими правыми частями, так как для его реализации требуется достаточно большой объем оперативной памяти, позволяющий запомнить все преобразования с матрицей системы. Использова-

(10)

ние рекуррентно - матричной формы алгоритма (формул (8), (9) и (10), (11)) дает возможность в значительной мере устранить этот недостаток классической вычислительной схемы метода оптимального исключения.

Подробно рассмотрим лишь общий случай СЛАУ с плотными матрицами.

Формулы (8), (9) и (10), (11) позволяют полностью разделить вычисления в методе оптимального исключения на два этапа аналогично использованию LU-разложения в методе исключения Гаусса. Первый этап это обработка элементов матрицы А по формулам (8), (9). Второй этап — обработка правых частей и вычисление решений по формулам (10), (11). Точно так же, как и при LUразложении, основная масса вычислений (примерно  $2n^3/3 + O(n^2)$ ) приходится здесь на вычисления по формулам (8), (9). Из формул (10), (11) видно, что для выполнения второго этапа нет необходимости запоминать на первом этапе все матрицы  $Q_i$ . Достаточно запомнить лишь векторы  $q_1^1, ..., q_1^{n-1}$  и числа  $w_1, ..., w_n$ , где  $w_1 = a_{11}$ . Они могут быть размещены в верхней треугольной матрице

$$R = (r_1 \dots r_n) \in \mathbf{R}^{n \times n}$$

где

 $r_1 = (W_1, 0, ..., 0)^{\circ}$ ,

$$r_2 = \left( \left( q_1^1 \right)^{\circ}, w_2, 0, ..., 0 \right)^{\circ}, ...,$$

$$r_{n-1} = \left( \left( q_1^{n-2} \right)^{\circ}, w_{n-1}, 0 \right)^{\circ},$$

$$r_n = \left( \left( q_1^{n-1} \right)^{\mathbf{\dot{o}}}, w_n \right)^{\mathbf{\dot{o}}} \in \mathbf{R}^n.$$

Таким образом, для их хранения требуется оперативная память объемом n(n+1)/2.

В этом же массиве в процессе вычислений на первом этапе (по формулам (8), (9)) может храниться и текущая матрица  $Q_i$ .

Для реализации второго этапа (вычислений по формулам (10), (11)) кроме верхней треугольной матрицы *R* требуются элементы исходной матрицы *A*, расположенные ниже главной диагонали, т.е. элементы матрицы

$$L_A = (l_{ij}),$$
 где  
 $l_{ij} = \begin{cases} a_{ij}, & \text{anëe} i > j, \\ 0, & \text{anëe} i \le j. \end{cases}$ 

Для хранения элементов матрицы  $L_A$ требуется n(n-1)/2 машинных слов.

При этом возможны два варианта. В первом варианте элементы матрицы  $L_A$  хранятся в оперативной памяти, т.е. при обработке элементов матрицы A на первом этапе происходит запоминание в оперативной памяти части элементов матрицы A в матрице  $L_A$ . Во втором варианте на первом этапе не происходит запоминания в оперативной памяти элементов матрицы  $L_A$  и они сохраняются лишь на внешнем запоминающем устройстве.

В первом варианте для реализации рекуррентно - матричной формы метода оптимального исключения требуется хранить в оперативной памяти машины элементы матрицы  $F = L_A + R$ , т.е. требуется оперативная память объемом  $n^2$  машинных слов. Следовательно, в этом варианте рекуррентно - матричная форма алгоритма не имеет преимуществ перед классической вычислительной схемой, основанной на *LU*-разложении матрицы *A*.

Во втором варианте требуется хранить в оперативной памяти лишь матрицу R и, следовательно, требуемый объем оперативной памяти — n(n+1)/2 машинных слов. Таким образом, в этом варианте рекуррентно - матричная форма метода оптимального исключения дает выигрыш в требуемом объеме оперативной памяти в 2n/(n+1)-раз, т.е. приблизительно в два раза по сравнению с вычислительной схемой, основанной на LU-разложении матрицы A. Однако в этом варианте требуется постоянный обмен с внешней па-

мятью (для чтения элементов матрицы  $L_A$ ), что снижает быстродействие этого метода по сравнению с аналогичным вариантом, основанным на LU-разложении.

Известно [2], что при итерационном уточнении возникает необходимость решения СЛАУ с несколькими правыми частями. При этом, если в итерационном уточнении используется *LU*-разложение, то предъявляются следующие требования к объему оперативной памяти машин:  $2n^2$  машинных слов при хранении матрицы *A* в оперативной памяти и  $n^2$  при хранении матрицы *A* во внешней памяти. Это связано с тем, что для ите-

рационного уточнения кроме *LU*-разложения требуется на каждой итерации еще и исходная матрица *A*.

Рассмотрим, как изменятся соответствующие характеристики, если в итерационном уточнении вместо LU-разложения использовать рекуррентно - матричную форму метода оптимального исключения, т.е. формулы (8)–(9). Если матрица A хранится в оперативной памяти, то отпадает необходимость в матрице  $L_A$ , и, следовательно, достаточно хранить только матрицы A и R.

Таким образом, требуемый в этом случае объем оперативной памяти равен  $n^2 + n(n+1)/2 = 3n^2/2 + n/2$  машинных слов.

Если матрица A хранится во внешней памяти, то соответственно для итерационного уточнения требуется объем оперативной памяти, равный  $n^2/2 + n/2$  машинных слов.

Следовательно, использование в итерационном уточнении рекуррентно-матричной формы метода оптимального исключения предпочтительнее *LU*-разложения с точки зрения требуемой оперативной памяти при любом способе хранения исходной матрицы *A*. При этом, как отмечалось в § 2, почти одинаково ведут себя оба метода с точки зрения устойчивости к ошибкам округления (при соответствующих стратегиях выбора ведущих элементов).

Очевидно, что в случае СЛАУ с разреженными матрицами данный алгоритм будет еще более эффективен по сравнению с *LU*разложением с точки зрения требуемой оперативной памяти.

## Библиографический список

1. Воеводин, В. В. Численные методы алгебры (теория и алгорифмы) [Текст] / В. В. Воеводин. - М.: Наука, 1966. - 248с.

2. Воеводин, В. В. Вычислительные основы линейной алгебры [Текст] / В. В. Воеводин. - М.: Наука, 1977. - 303с.

3. Воеводин, В. В. Матрицы и вычисления [Текст] / В. В. Воеводин, Ю. А. Кузнецов. - М.: Наука, 1984. – 318 с.

4. Беклемишев, Д.В. Дополнительные главы линейной алгебры [Текст] / Д. В. Беклемишев. - М.: Наука, 1983. – 336 с.

5. Ортега, Дж. Итерационные методы решения нелинейных систем уравнений со многими неизвестными [Текст] / Дж. Ортега, В. Рейнболдт. - М.: Мир, 1975. – 558 с.

6. Фаддеев, Д. К. Вычислительные основы линейной алгебры [Текст] / Д. К. Фаддеев, В. Н.Фаддеева. - М.: Физматгиз, 1960. – 656 с.

7. Abaffy J., Broyden C., Spedicato E. A class of direct methods for linear equations [Tekct] / J.Abaffy, C.Broyden, E.Spedicato // Numer. Math. 1984. V.45. P.361–376.

8. Benzi M., Meyer C.D. A direct projection method for sparse linear systems [Текст] / M. Benzi, C. D. Meyer // SIAM J. Sci. Comput. 1995. V.16. N.5. P.1159–1176.

9. Жданов, А. И. Прямой последовательный метод решения систем линейных уравнений [Текст] / А. И. Жданов // Докл. РАН. – 1997. – Т.356, № 5. – С. 442 – 444.

10. Малышев, А. Н. Введение в вычислительную линейную алгебру [Текст] / А. Н. Малышев. - Новосибирск: Наука, 1991. – 228 с.

11. Гантмахер, Ф. Р. Теория матриц [Текст] / Ф. Р. Гантмахер. - М.: Наука, 1966. – 576 с.

#### References

1. Voyevodin, V. V. Numerical methods in algebra (theory and algorithms) / V. V. Voyevodin – Moscow: Nauka, 1966 – 248 pp.

2. Voyevodin, V. V. Computing foundations of linear algebra / V. V. Voyevodin – Moscow: Nauka, 1977 – 303 pð.

3. Voyevodin, V. V., Kuznetsov Yu. A. Matrices and computations / V. V. Voyevodin, Yu. A. Kuznetsov – Moscow: Nauka, 1984 – 318 pp.

4. Beklemishev, D. V. Additional chapters of linear algebra / D. V. Beklemishev – Moscow: Nauka, 1983 – 336 pp.

5. Ortega, J. Iteration methods of solving non-linear systems of equations with many unknowns / J. Ortega, V. Reinboldt – Moscow: Mir, 1975 – 558 pp.

6. Faddeyev, D. K. Computing foundations of linear algebra / D. K. Faddeyev, V. N.

Faddeyeva – Moscow: Fizmatgiz, 1960 – 656 pp.

7. Abaffy J., Broyden C., Spedicato E. A class of direct methods for linear equations / J. Abaffy, C. Broyden, E. Spedicato // Numer. Math. 1984. V.45. P.361–376.

8. Benzi M., Meyer C. D. A direct projection method for sparse linear systems / Ì. Benzi, C. D. Meyer // SIAM J. Sci. Comput. 1995. V.16. N.5. Đ.1159–1176.

9. Zhdanov, A. I. Direct sequential method of solving linear equation systems / A. I. Zhdanov // Report to the Russian Academy of Sciences. – 1997 – vol. 356, No. 5 – pp.442 – 444.

10. Malyshev, A. N. Introduction to computing linear algebra / A. N. Malyshev – Novosibirsk: Nauka, 1991 – 228 pp.

11. Gantmakher F. R. Theory of matrices / F. R. Gantmakher – Moscow: Nauka, 1966 – 576 pp.

## **RECURRENT MATRIX FORM OF THE OPTIMAL ELIMINATION METHOD**

#### © 2009 A. I. Zhdanov, L. V. Yablokova

#### Samara State Aerospace University

The paper deals with the direct recurrent method [1] which is an alternative formulation of the direct projection method of solving systems of linear algebraic equations. The direct recurrent method is shown to be equivalent to the method of optimal elimination, which makes it possible to treat the latter as the direct recurrent method. This approach provides the potential for creating machine algorithms of solving systems of linear algebraic equations with many right sides, especially efficient in iteration refinement algorithms. The algorithms created have an optimal volume of on-line storage.

Direct recurrent method, direct projection method, method of optimal elimination.

#### Информация об авторах

Жданов Александр Иванович, заведующий кафедрой прикладной математики, доктор физико-математических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет; e-mail: <u>zhdanov@ssau.ru</u>. Область научных интересов: вычислительная математика, матричные вычисления.

**Яблокова Людмила Вениаминовна**, ассистент кафедры прикладной математики, Самарский государственный аэрокосмический университет; e-mail: <u>lyablokova@gml.com</u> Область научных интересов: вычислительная математика.

**Zhdanov Alexander Ivanovitch**, Samara State Aerospace University, head of the department of applied mathematics, doctor of physical and mathematical science, professor, e-mail: <u>zhdanov@ssau.ru</u>. Area of research: computing mathematics, matrix computations.

Yablokova Lyudmila Veniaminovna, Samara State Aerospace University, assistant of the department of applied mathematics, e-mail: <u>lyablokova@gml.com</u>. Area of research: computing mathematics.

УДК 629.735.4 + 517.977

## МЕТОД УЛУЧШЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ НА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА И ЕГО ПРИЛОЖЕНИЕ К ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ МАНЕВРОВ НЕШТАТНОЙ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЁТА\*

© 2009 В. Н. Квоков<sup>1</sup>, Е. А. Трушкова<sup>2</sup>, М. Ю. Ухин<sup>2</sup>

### <sup>1</sup>ОАО «Камов», г. Москва <sup>2</sup>Институт программных систем РАН, г. Переславль-Залесский

Предлагается итерационный алгоритм улучшения управления для динамических систем на основе аппроксимации в среднем модели объекта на каждой итерации в окрестности улучшаемой траектории линейноквадратическими конструкциями. Алгоритм применим непосредственно к имитационным моделям динамических систем, не имеющих полного аналитического описания, и является составной частью методики оптимизации управления на таких моделях. Эффективность методики продемонстрирована на примере посадки вертолёта в нештатной ситуации.

Динамическая управляемая система, улучшение управления, имитационная модель объекта, оптимизация маневров нештатной посадки вертолета

Введение. К настоящему времени математическое моделирование динамики летательных аппаратов, как и многих других управляемых объектов, с использованием новейших вычислительных средств широко применяется в проектных, исследовательских организациях и учебных центрах. Наиболее впечатляющие успехи достигнуты в области имитационных моделей, которые позволяют особенно полно и точно воспроизвести свойства реального объекта и условия его функционирования. Однако такие модели ориентированы на решение так называемых прямых задач динамики и управления - проигрывание различных сценариев и законов управления. Они разрабатываются в форме компьютерных программ, включающих различные эмпирические зависимости, и не имеют, как правило, полного аналитического описания, необходимого для эффективного решения обратных задач - синтеза законов управления - с помощью сложных методов, разрабатываемых в математической теории управления.

В [1] предпринята попытка преодолеть это противоречие путём аналитической аппроксимации поля скоростей исследуемой динамической системы по таблицам, генерируемым на имитационной модели конструкциями различной сложности и точности. При этом более простые аппроксимации используются для качественного анализа с целью получения сравнительно "грубого" приближённого решения, а более сложные - для итерационного уточнения полученного "грубого" приближения как начального. Процедура аппроксимации достаточно подробно описана в [2]. На этапе качественного анализа применяются хорошо зарекомендовавшие себя высокоэффективные методы, учитывающие специфические особенности прикладных задач (такие, как вырожденность и магистральная природа их решений) [3-6].

Цель данной работы – предложить достаточно универсальный алгоритм итерационного улучшения начального приближения управления, ориентированный на параллельные вычисления, который в отличие от известных процедур такого рода может оперировать не только с аналитическими аппроксимациями любой сложности, но и непосредственно с исходной имитационной моделью. Последнее необходимо для практической реализации полученного решения.

Применение алгоритма демонстрируется в вычислительных экспериментах на при-

<sup>\*</sup>Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 06-01-00330.

мере исследования манёвров безопасной нештатной посадки вертолёта с определением границы безопасной зоны [1].

Алгоритм улучшения управления. Предполагается, что модель динамической управляемой системы представлена как дискретная во времени (что, как правило, выполняется при практической численной реализации). Рассматривается задача оптимального управления в стандартной форме:

$$\begin{aligned} x(t+1) &= f(t, x(t), u(t)), t \in T = \{0, 1, \mathbf{K}, t_F\}, \\ x(0) &= x_0, \quad x_{-F} \leq x(t_F) \leq x_{+F}, \\ u(t) \in D_u &= \left\{ u(t) \middle| \ u_- \leq u(t) \leq u_+ \right\}, \\ x_- \leq x(t) \leq x_+, t \in T \setminus \{t_F\}, \\ F_0(x(t_F)) \to \min. \end{aligned}$$
(1)

Ограничения фазовых переменных снимаются с помощью замены задачи (1) оштрафованной задачей следующего вида:

$$x(t+1) = f(t, x(t), u(t)), t \in T = \{0, 1, \mathbf{K}, t_F\},\$$
  

$$z(t+1) = z(t) + t_F^{-1} d(x(t)),\$$
  

$$x(0) = x_0, \quad z(0) = 0, \quad u(t) \in D_u, \qquad (2)$$
  

$$F(x(t_F), z(t_F)) = b_0 F_0(x(t_F)) + b_1^T z(t_F) + b_2^T d_F(x(t_F)) \rightarrow \min,$$

где

$$d^{i}(x) = -\min\{0, x^{i} - x_{-}^{i}\} + \max\{0, x^{i} - x_{+}^{i}\},\$$
  
$$d^{i}_{F}(x) = -\min\{0, x^{i} - x_{-F}^{i}\} + \max\{0, x^{i} - x_{+F}^{i}\},\$$
  
$$i = 1, \mathbf{K}, n, \quad b_{0} \in R, b_{1}, b_{2} \in R^{n}.$$

Связанная с полученной системой задача улучшения ставится следующим образом: имеется начальное приближенное решение задачи (2) – элемент  $m^{I} = (x^{I}(t), u^{I}(t)),$  $u^{I} \in D_{u}, x^{I} \in D_{x}(u^{I}),$  $D_{x}(u^{I}(t)) = \begin{cases} x(t) & x^{(0)} = x_{0}, \\ x(t+1) = f(t, x(t), u^{I}(t)) \end{cases}$ 

и требуется найти элемент

 $m^{II} = (x^{II}(t), u^{II}(t)), u^{II} \in D_u, x^{II} \in D_x(u^{II}),$ такой, что

$$F\left(x^{II}(t_F), z^{II}(t_F)\right) < F\left(x^{I}(t_F), z^{I}(t_F)\right).$$

Общие конструкции метода улучшения управления приведены в [7], где на основе принципа оптимальности Кротова элемент  $m^{\prime\prime}$  ищется путем аппроксимации решения следующей задачи:

$$y(t+1) = g(t, y(t), v(t)), t \in T = \{0, 1, \mathbf{K}, t_F\},\$$

$$s(t+1) = g_s(t, y, s) =$$

$$= s(t) + t_F^{-1} d(y(t) + x^I(t)) - t_F^{-1} d(x^I(t)),\$$

$$y^0(t+1) = g_0(y^0, v) = y^0(t) + 0.5v^T(t)v(t),\$$

$$y(0) = 0, \quad s(0) = 0, \quad y^0(0) = 0,\$$

$$v(t) + u^I(t) \in D_u,\$$

$$G_a(y(t_F), s(t_F), y^0(t_F)) = ay^0(t_F) + (1-a) \times$$

$$\times F(y(t_F) + x^I(t_F), s(t_F) + z^I(t_F)) \rightarrow \min,\$$

где  $y = x - x^{I}$ ,  $s = z - z^{I}$ ,  $v = u - u^{I}$ ,  $g(t, y, v) = f(t, y + x^{I}, v + u^{I}) - f(t, x^{I}, u^{I})$ , *а* некоторое действительное число из полуинтервала (0,1] (регулятор метода).

Будем искать функцию Кротова в виде

$$j(t, y^{0}, y, s) = w(t) + y_{0}(t)y^{0} + y^{T}(t)y + x^{T}(t)s,$$

где значения w(t),  $y_0(t)$ , y(t), x(t) находятся из следующих приближённых соотношений (Кротова-Беллмана) для задачи (3):

$$j(t_{F}, y^{0}, y, s) \approx -G_{a}(y, s, y^{0}),$$

$$j(t, y^{0}, y, s) \approx$$

$$\approx \max_{v+u^{t} \in D_{u}} \left\{ j(t+1, g_{0}(y^{0}, v), g(t, y, v), l(t, y, s)) \right\},$$

$$t = t_{F} - 1, \mathbf{K}, 0.$$

$$(4)$$

При этом управление v(t, y) (в форме синтеза) для задачи (3) есть управление, на котором достигается максимум в соотношениях (4).

Таким образом, управление (в форме синтеза) для задачи (2) записывается следующим образом:

$$u(t,x) = v(t,x-x^{I}(t)) + u^{I}(t), \quad t \in T \setminus \{t_{F}\},$$

а искомый элемент m'' = (x''(t), u''(t)) получается с помощью уравнений исходной системы

$$x^{II}(0) = x_0, \quad u^{II}(t) = u(t, x^{II}),$$
  
 $x^{II}(t) = f(t, x^{II}, u^{II}).$ 

Алгоритм нахождения коэффициентов функции Кротова - w(t),  $y_0(t)$ , y(t), x(t) для задач без фазовых ограничений подробно описан в [7]. Он основан на линеаризации правых частей соотношений (4) в ряд до членов первого (второго) порядка в окрестности нуля и последующей замене производных их разностными аналогами. Шаги разностных схем выступают дополнительными регуляторами алгоритма.

Одна итерация алгоритма улучшения начального приближения  $m^{I} = (x^{I}(t), u^{I}(t))$  состоит из следующих шагов.

1. Задаются значения параметров метода.

2. Выбираются весовые коэффициенты оштрафованного функционала в виде

$$b_0 = 1, \quad b = (b_1^1, \mathbf{K}, b_1^n, b_2^1, \mathbf{K}, b_2^n)^T = 0,$$

если  $x^{l}(t)$  удовлетворяет фазовым ограничениям, иначе в виде

$$\begin{split} b_0 &= 1, \quad b^i = 0, i \in I_0, \quad b^i = P/(Sh^i), i \in I, \\ h^i &= \begin{cases} \left( z^i(t_F) \right)^l, i = 0, \mathbf{K}n, \\ h^i &= d_F^i \left( x^I(t_F) \right), i = n + 1, \mathbf{K}, 2n, \\ I_0 &= \left\{ i \in \left\{ 1, \mathbf{K}, 2n \right\} \middle| h^i \leq e \right\}, \quad I = \{ 1, \mathbf{K}, 2n \} \setminus I_0, \\ P &= \prod_{i \in I} h^i, \quad S = \sum_{i \in I} P/h^i, \end{split}$$

где *е* - требуемая точность «попадания» траектории в фазовые ограничения. 3. Находится управление в форме синтеза в виде  $u(t, x) = A(t)x + B(t), t \in T \setminus \{t_F\},$ где A(t), B(t) - матрицы размера  $p \times n$  и  $p \times 1$ , соответственно, при каждом фиксированном значении t.

4. С помощью уравнений исходной системы получается элемент

$$m^{II} = \left(x^{II}(t), u^{II}(t)\right).$$

5. Если улучшение произошло, то повторяются шаги 2-5, иначе повторяются шаги 1-4 (с другими значениями параметров метода), либо итерации прекращаются (по достижении необходимой точности).

Большим преимуществом описанного алгоритма метода улучшения управления является его естественный параллелизм, поскольку алгоритм содержит крупные гранулы параллелизма (шаги алгоритма 2-5), вычисляемые независимо для каждого набора параметров метода. При этом для каждого набора параметров число итераций, проделанных до достижения указанной точности, заранее неизвестно. Следовательно, при дальнейшей программной реализации алгоритма заранее неизвестно, как будут загружены отдельные узлы вычислительной установки. Поэтому динамические программы предпочтительнее любых других типов.

Описанный метод представляет собой аналог методов улучшения первого (второго) порядка [4, 6, 8], в частности, градиентных, основанных на локальной линейной (линейно-квадратической) аппроксимации модели и функции Кротова-Беллмана в окрестности улучшаемой траектории, и имеет аналогичные свойства сходимости, поскольку практически совпадает с локальными в достаточно малой окрестности (при достаточно большом *a*).

Приложение к задаче об аварийной посадке вертолёта. Рассматривается движение вертолёта в вертикальной плоскости, описываемое уравнениями:

$$\mathbf{\mathscr{K}}^{1} = m^{-1} \Big( -X_{BP} \cos q - T \sin u^{1} \Big), \\ \mathbf{\mathscr{K}}^{2} = m^{-1} \Big( -X_{BP} \sin q + T \cos u^{1} - G \Big), \\ \mathbf{\mathscr{K}}^{3} = f^{3} (x^{1}, x^{2}, x^{3}, u^{1}, u^{2}, \widetilde{N}) + \frac{P}{x^{3}} \Big( N - \widetilde{N} \Big),$$

$$\mathbf{\mathscr{K}}^{4} = f^{4} (x^{2}) = x^{2},$$

$$(5)$$

где  $x^1$ ,  $x^2$  - горизонтальная и вертикальная составляющие вектора скорости;  $x^3$  - угловая скорость вращения несущего винта;  $x^4$  высота;  $u^1$  - угол отклонения вектора тяги от вертикали;  $u^2$  - общий шаг несущего винта; N - располагаемая мощность двигателей (рассматривается как внешнее воздействие в нештатной ситуации); P, Q, R,  $\tilde{N}$  - константы, m, G - масса и вес вертолёта, соответственно;  $X_{BP} = Q((x^1)^2 + (x^2)^2); T = F_T(x^3R)^2;$  $q = arctg(x^2/x^1).$ 

Зависимости  $F_T(x^1, x^2, x^3, u^1, u^2)$  и  $f^3(x^1, x^2, x^3, u^1, u^2, \tilde{N})$  рассчитываются с помощью компьютерной фортран-программы для конкретных наборов переменных. Модель движения вертолёта (5) используется в задачах предварительной оценки лётных характеристик вертолёта [9, 10]. Она позволяет существенно повысить точность расчёта взлетно-посадочных характеристик на переходных режимах (в частности, при определении границ опасных зон в координатах h - v) по сравнению с известным энергетическим методом благодаря учету динамики несущего винта.

Заданы начальные значения фазовых переменных, ограничения на фазовые переменные во время и в конце манёвра, ограничения на управления:

$$x(0) = (0,0,29.6,0)^{T},$$
  

$$u_{-} = (-0.348,0.08)^{T}, u_{+} = (0.348,0.348)^{T},$$
  

$$x_{-} = (0,-3.2,24.6,-\infty)^{T},$$
  

$$x_{+} = (+\infty,0,30.8,+\infty)^{T},$$
  

$$x_{-F} = (0,-3.2,24.6,-\infty)^{T},$$
  

$$x_{+F} = (7.5,0,30.8,+\infty)^{T}.$$

Требуется минимизировать конечную высоту  $F(x(t_F)) = x^4(t_F)$ , что равносильно максимизации нижней границы опасной зоны аварийной посадки.

Был проведён расчет таблиц правых частей (5) в допустимой области, и затем построено семейство их аппроксимаций [2]. В дальнейшем основные исследования и расчёты проводились на одной из нелинейных аппроксимаций рассматриваемой динамической системы вида

$$\begin{split} \mathbf{\pounds} &= -4.41 \cdot 10^{-4} \sqrt{(x^{1})^{2} + (x^{2})^{2}} x^{1} - 9.8u^{1}, \\ \mathbf{\pounds} &= -4.41 \cdot 10^{-4} \sqrt{(x^{1})^{2} + (x^{2})^{2}} x^{2} + \\ &+ 0.122(x^{3})^{2} F_{T} \left( x^{1}, x^{2}, x^{3}, u^{1}, u^{2} \right) - 9.792, \\ \mathbf{\pounds} &= f^{3} (x^{1}, x^{2}, x^{3}, u^{1}, u^{2}, 357) + \\ &+ 0.192(x^{3})^{-1} \left( N - 357 \right), \\ \mathbf{\pounds} &= x^{2}, \end{split}$$

где

$$F_T(x^1, x^2, x^3, u^1, u^2) = -0.045 + 0.003x^3 + 0.005x^1 + x^2(0.006 - 0.001x^3) + u^1(0.071 - 0.003x^3) + u^2(0.443 - 0.007x^3),$$

$$f^{3}(x^{1}, x^{2}, x^{3}, u^{1}, u^{2}) = 2.526 + 0.125x^{3} - 0.005(x^{3})^{2} + x^{1}(0.528 - 0.035x^{3} + 0.001(x^{3})^{2}) + x^{2}(-1.228 + 0.08x^{3} - 0.001(x^{3})^{2}) + u^{1}(8.463 - 0.523x^{3} + 0.01(x^{3})^{2}) + u^{2}(75.614 - 5.458x^{3} + 0.081(x^{3})^{2}).$$

После проведения качественного анализа сформировался начальный приближённый элемент  $m^{I} = (x^{I}(t), u^{I}(t))$  (при фиксированных значениях  $N, t_{F}$ ) [1] («итерация 0» на рис. 1).

Написана программная реализация на языке программирования C++ алгоритма



Рис. 1. Вариант улучшения управления на нелинейной аппроксимации



Рис. 2. Вариант улучшения управления на исходной модели

улучшения управления. На рис. 1 представлены результаты работы программы для нелинейной системы, полученной при аппроксимации модели движения вертолета в нештатной ситуации.

Далее была проведена серия расчётов по улучшению программы управления на исходной имитационной модели с использованием сетевого программного комплекса ISCON [2], обеспечивающего взаимодействие между исходной компьютерной фортран-программой и программами качественного анализа и улучшения управления в линейном варианте (на языке C++) и параллельном варианте (на языке T++ - расширении языка C++ для T-системы, реализующей принцип автоматического динамического распараллеливания программ). На рис. 2 представлено улучшение начального управления с ограничением времени переключения с одного значения управления на другое. Видно, что траектория, соответствующая начальной программе управления, не удовлетворяла граничному условию  $x^2(t_F) \ge -3.2$ . Это связано с неизменными погрешностями при переходе от аппроксимации к исходной модели движе-



Рис. 3. Анализ эффективности параллельной реализации метода улучшения

ния. Выбранные две итерации (19, 105) позволяют судить о хорошей работе программы, так как на всех этих итерациях управления и траектории удовлетворяют всем требуемым ограничениям, а значение целевого функционала  $x^4(t_F)$  на итерации 105 оказывается почти равным первоначальному (достигнуто попадание в допустимое множество, и при этом не ухудшилось значение целевого функционала). Сравнительно большое число итераций объясняется необходимостью тонкой настройки штрафных коэффициентов для выполнения жёстких ограничений на состояние как в ходе выполнения манёвра, так и в его конце.

С целью уменьшения расчётного времени написан параллельный вариант программы улучшения управления для дискретных динамических систем. Проведены вычислительные эксперименты с параллельными расчетами на кластере семейства «СКИФ» в ИПС РАН для приведённой выше нелинейной аппроксимации исходной модели. Вычисления проводились на 256 различных комбинациях параметров метода улучшения при существенном нарушении требуемых ограничений траекторией начального приближения. В результате удалось уменьшить значение целевого функционала, удовлетворив при этом всем ограничениям. Время расчётов при переходе на параллельный вариант значительно сократилось.

Для более конкретной оценки эффективности распараллеливания программы проведён запуск программы на различном числе узлов и замер времени работы в каждом случае. Результаты представлены на рис. 3. На нём хорошо виден почти идеальный (линейный) эффект распараллеливания, что и ожидалось с самого начала при формировании алгоритма.

**Выводы.** Предложенный итерационный метод улучшения начального управления может быть непосредственно применён к задачам улучшения управления для дискретных динамических систем и для непрерывных

динамических систем (после их предварительной дискретизации с достаточно малым шагом) независимо от способа представления исходной модели – явного (в аналитической форме) или неявного (в форме компьютерной программы).

Метод естественным образом ориентирован на параллельную программно-алгоритмическую реализацию.

## Библиографический список

1. Гурман В.И., Квоков В. Н., Ухин М. Ю. Приближенные методы оптимизации управления летательным аппаратом // Автоматика и телемеханика. - 2008. - № 3.

2. Блинов А. О., Гурман В. И., Фраленко В. П. // СГАУ.

3. Кротов В. Ф., Гурман В. И. Методы и задачи оптимального управления. - М.: Наука, 1973.

4. Гурман В. И. Принцип расширения в задачах управления. - М.: Наука: Физматлит, 1985.

5. Гурман В. И. Магистральные решения в процедурах поиска оптимальных управлений // Автоматика и телемеханика. - 2003. - № 3. - С. 61-71.

6. Батурин В. А., Урбанович Д. Е. Приближенные методы оптимального управления, основанные на принципе расширения. -Новосибирск: Наука, 1997.

7. Гурман В.И., Трушкова Е.А., Ухин М.Ю. Улучшение управления, реализующего скользящий режим // Автоматика и телемеханика. - 2008. - № 3.

8. Ухин М. Ю. Приближенный синтез оптимального управления. - М.: Физматлит, 2006.

9. Летников В. Б., Рогов Ю. Н. Исследование траекторий прерванного и продолженного полета вертолета при отказе одного двигателя. Труды научных чтений, посвященных памяти академика Б. Н. Юрьева. - М.: Изд-во ИИЕТ АН СССР, 1990. - С. 146-156.

10. Суриков Н. Ф., Иоффе Г. И., Дмитриев Ф. Ф., Пак Е. Г. «Вертолет Ка-26». - М.: Транспорт, 1982.

#### References

1. Gurman V.I., Kvokov V. N., Ukhin M. Yu. Approximate methods of aircraft control optimization // Automatics and telemetry. 2008 No. 3.

2. Blinov A.O., Gurman V.I., Fralenko V.P. // SSAU.

3. Krotov V. F., Gurman V. I. Methods and problems of optimal control. – Moscow: Nauka, 1973.

4. Gurman V. I. Extension principle in control problems. – Moscow: Nauka: Phizmatlit, 1985.

5. Gurman V. I Main solutions in the procedures of optimal control search // Automatics and telemetry – 2003 No. 3 pp. 61-71.

6. Baturin V. A., Urbanovitch D. Ye. Approximate methods of optimal control based

on the extension principle. Novosibirsk: Nauka, 1997.

7. Gurman V. I., Trushkova Ye. A., Ukhin M. Yu. Improvement of control implementing zero-overshoot response // Automatics and telemetry – 2008. No. 3.

8. Ukhin M. Yu. Approximate synthesis of optimal control. – Moscow: Phizmatlit, 2006.

9. Letnikov V. B., Rogov Yu. N. Analysis of interrupted and continued helicopter flight path with the failure of one engine. Transactions of the scientific conference devoted to the memory of Academician B. N. Yuriev. Moscow Institute of Natural Science and Technology History. Russian Academy of Science, 1990, pp. 146-156.

10. Surikov N. F., Ioffe G. I., Dmitriyev F. F., Pak Ye. G. « Ka-26 helicopter». Moscow: Transport, 1982.

## METHOD OF IMPROVING CONTROL USING A SIMULATION OBJECT MODEL AND ITS APPLICATION TO THE PROBLEM OF HELICOPTER EMERGENCY LANDING MANOEUVRE OPTIMIZATION

© 2009 V. N. Kvokov<sup>1</sup>, Ye. A. Trushkova<sup>2</sup>, M. Yu. Ukhin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Foint Stock Company "Kamov", Moscow <sup>2</sup>Institute of Program System, Russian Academy of Science, Pereslavl-Zalessky

The paper presents an iterative algorithm of improving control for dynamic systems based on object approximation on average at each iteration in the vicinity of the path being improved by linear-quadratic structures. The algorithm can be applied directly to simulation models of dynamic systems that have no complete analytical description, and it form a part of the method of optimizing control using such models. The efficiency of the method is illustrated by the example of helicopter emergency landing.

Dynamic controllable system, improvement of control, simulation object model, emergency helicopter landing manoeuvres, parallel algorithm.

#### Информация об авторах

**Квоков Вадим Николаевич**, главный специалист, кандидат технических наук, ОАО «КАМОВ», Москва, e-mail: <u>vkvokov@yandex.ru</u>. Область научных интересов: имитационные модели объектов, оптимизация маневров нештатной посадки вертолета.

**Трушкова Екатерина Александровна**, старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, Институт программных систем РАН, Переславль-Залесский, e-mail: <u>katerina@tea.pereslavl.ru</u>. Область научных интересов: теория оптимального управления, методы улучшения управления, параллельные алгоритмы, параллельное программирование.

Ухин Михаил Юрьевич, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, Институт программных систем РАН, Переславль-Залесский, e-mail: <u>uhinm@mail.ru</u>. Область

научных интересов: теория оптимального управления, методы улучшения управления, имитационные модели в технике, экономике и экологии.

**Kvokov Vadim Nickolayevitch**, senior expert, candidate of technical science, joint-stock company "Kamov" Moscow, e-mail: <u>vkvokov@yandex.ru</u>. Area of research: simulation objects models, helicopter emergency landing manoeuvre optimization.

**Trushkova Yekaterina Alexandrovna**, senior research fellow, candidate of physical and mathematical science, Institute of program systems, Russian Academy of Science, Pereslavl-Zalessky, e-mail: <u>katerina@tea.pereslavl.ru</u>. Area of research: optimal control theory, methods of control improvement, parallel algorithms, parallel programming.

**Ukhin Mikhail Yurievitch**, senior research fellow, candidate of technical science, Institute of program systems, Russian Academy of Science, Pereslavl-Zalessky, e-mail: <u>uhinm@mail.ru</u>. Area of research: optimal control theory, methods of control improvement, simulation models in engineering, economy and ecology.

УДК 620.22

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ СТРУКТУР ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

#### © 2009 В. А. Комаров, А. В. Черняев

#### Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассмотрены три подхода к проектированию структур тонкостенных элементов из композиционных материалов на основе критериев квазиизотропности, равнопрочности и оптимальности. Выполнен сравнительный анализ результатов проектирования по этим критериям, на основе которого определены области их применения. Рассмотрены вопросы проектирования с учетом требований по крутильной жесткости.

Композиционный материал, нитяная модель, квазиизотропная структура, равнопрочная конструкция, параметрическая оптимизация, структурная оптимизация, требования жесткости, нетрадиционная схема армирования.

#### Введение

В настоящее время известен целый ряд различных подходов к проектированию структур тонкостенных элементов из композиционных материалов (КМ). К ним относят создание структур, обладающих свойствами квазиизотропии, равнопрочности и т.д. При этом очевидно, что выбор конкретного подхода во многом зависит от того, какие требования предъявляются к проектируемой конструкции. Так, например, в самолетостроении наиболее критичной является оценка изделия по его весовым показателям. В этом случае важно установить, какая из методик позволит спроектировать конструкцию, которая имела бы как можно меньшую массу и удовлетворяла при этом предъявляемым к ней требованиям по прочности и жесткости.

Оптимизация композиционных материалов является непростой задачей из-за большого числа проектных переменных и сложных моделей механики композитов. В этой связи представляется интересным сопоставить решения, получаемые при различных постановках задач рационального проектирования.

Вопросам механики и расчета конструкций из композиционных материалов посвящено множество обзоров, а также изданий, носящих справочный характер [1]. В данной статье обсуждаются и сравниваются между собой три подхода к проектированию структур тонкостенных элементов из КМ на основе так называемой нитяной модели материала. К ним относят проектирование квазиизотропных и равнопрочных структур, а также оптимальное проектирование конструкций из композитов по условиям прочности и жесткости.

## Математическая модель пластины из композиционного материала

Волокнистые композиты удовлетворительно описываются моделью линейно-упругого тела [2]. Обобщенная форма записи закона Гука, соответствующая полной анизотропии в материале, включает в себя 21 независимую упругую постоянную. При плоском напряженном состоянии, наличии трех плоскостей упругой симметрии в каждом слое и предположении о малости поперечных модулей упругости слоев расчетные соотношения будут описываться формулами (1) – (3) и включать лишь одну независимую упругую постоянную – модуль упругости слоя вдоль направления его волокон. Упрощенную модель, описываемую этими соотношениями, принято называть нитяной моделью композиционного материала [3, 4, 5]:

$$\boldsymbol{e}_{j} = \boldsymbol{e}_{x} \cos^{2} \boldsymbol{a}_{j} + \boldsymbol{e}_{y} \sin^{2} \boldsymbol{a}_{j} + \boldsymbol{g}_{xy} \sin \boldsymbol{a}_{j} \cos \boldsymbol{a}_{j},$$
(1)

$$\mathbf{s}_{j} = E \boldsymbol{e}_{j}, \tag{2}$$

$$\begin{bmatrix}\sum_{j} d_{j} \cos^{4} a_{j} & \sum_{j} d_{j} \cos^{2} a_{j} \sin^{2} a_{j} & \sum_{j} d_{j} \cos^{3} a_{j} \sin a_{j} \\ \sum_{j} d_{j} \cos^{2} a_{j} \sin^{2} a_{j} & \sum_{j} d_{j} \sin^{4} a_{j} & \sum_{j} d_{j} \sin^{3} a_{j} \cos a_{j} \\ \sum_{j} d_{j} \cos^{3} a_{j} \sin a_{j} & \sum_{j} d_{j} \sin^{3} a_{j} \cos a_{j} & \sum_{j} d_{j} \cos^{2} a_{j} \sin^{2} a_{j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{x} \\ e_{y} \\ e_{y} \\ N_{xy} \end{bmatrix}$$

$$(3)$$

где {  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $N_{xy}$  } – нормальные и сдвиговая составляющие потока усилий, в котором находится композитная пластина; E – модуль упругости слоя вдоль направления волокон; {  $e_x$ ,  $e_y$ ,  $g_{xy}$  } – относительные деформации всего пакета слоев;  $e_j$  и  $S_j$  – деформация и напряжение в слое вдоль волокон;  $d_j$  - толщина *j*-го слоя;  $a_j$  - направление волокон в нем (рис. 1).

# Использование квазиизотропных структур

На практике широкое распространение получили квазиизотропные композиты. Материал такого типа получается путем укладки трех или более однонаправленных слоев ( $N \ge 3$ ) равной толщины, каждый из которых повернут относительно предыдущего на одинаковый угол  $\Delta = p / N$  [6]. Так, равнотолщинные структуры с укладкой  $\{0^{\circ}, \pm 60^{\circ}\}$ , {0°,±45°,90°} и т. д. обладают одинаковым модулем упругости во всех направлениях и считаются квазиизотропными.

Широкое применение квазиизотропных композитов обусловлено, по-видимому, простотой расчетных методик и их относительной схожестью с методами, применяемыми для расчета конструкций из традиционных изотропных материалов. Алгоритм отыскания потребных толщин квазиизотропной конструкции состоит в следующем:

1. Задаются начальные значения толщин слоев пакета ( $d_{0i} = const$ ).

2. Для каждого случая нагружения определяют напряжения во всех слоях  $S_{j}^{i}$ , где j – номер слоя; i – случай нагружения.

 Среди полученных напряжений выбирают то, которое является максимальным по отношению к соответствующему ему допускаемому напряжению:

$$R_{\max} = \max \frac{\mathbf{s}_{j}^{i}}{[\mathbf{s}_{j}^{i}]}.$$
(4)

4. Пропорционально значению *s*<sub>max max</sub> увеличивают толщины всех слоев композитной структуры:



*Рис. 1. Разбиение конструкции на элементарные панели: а) разбиение панели обшивки крыла; б) элементарная панель в одноосном потоке усилий; в) направления армирования слоев* 

$$\boldsymbol{d}_{j} = \boldsymbol{d}_{0j} \cdot \boldsymbol{R}_{\max} \,. \tag{5}$$

Пример 1. Спроектируем квазиизотропную композитную панель, которая должна выдерживать воздействие трех случаев нагружения, при действии на нее потока усилий величиной N = 1000 H/мм под углами  $b = 10^{\circ}; 0^{\circ}; -10^{\circ}$  к оси X (рис. 1). Следует отметить, что такое нагружение характерно для обшивок крыльев самолетов [7]. Определим требуемые из условия прочности толщины слоев панели для двух вариантов армирования. Первый вариант – по схеме  $\{0^{\circ}, \pm 60^{\circ}\},\$ второй – {0°, ±45°, 90°}. В качестве материала панели будем использовать углепластик с модулем упругости волокон E = 130000 MIIa, допускаемым напряжением на растяжение  $[s]^+ = 2000 \text{ МПа и сжатие } [s]^- = 1200 \text{ МПа.}$ 

Зададимся начальной толщиной однонаправленного слоя. Примем для трехслойной панели  $d_{0j} = 0,33$  мм, для четырехслойной – 0,25 мм (суммарная толщина пакетов при этом одинакова для обоих случаев армирования и равна 1 мм). Основываясь на нитяной модели и используя в качестве расчетных соотношения (1) – (3), определим напряжения в слоях при действии каждого из расчетных случаев (табл. 1).

Таким образом, для первого варианта армирования получим:

$$R_{\max} = \max \frac{s_j^i}{[s_j^i]} = \frac{3000}{2000} = 1.5,$$

$$d_j = d_{0j} \cdot R_{\text{max}} = 0.33 \cdot 1.5 = 0.5i$$
 i

$$d_S = \sum_{j=1}^3 d_j = 1.5i i$$

Для второго варианта:

$$R_{\max} = \max \frac{s_j^i}{\left[s_j^i\right]} = \frac{3000}{2000} = 1.5,$$

$$d_i = d_{0i} \cdot R_{\text{max}} = 0.25 \cdot 1.5 = 0.375 i i$$
,

$$d_{S} = \sum_{j=1}^{4} d_{j} = 1.5i i$$
.

Переназначив толщины слоев, произведем поверочный расчет. Его данные представлены в табл. 2.

Поверочный расчет показывает, что панель с измененными толщинами выдерживает без разрушения действующие на нее нагрузки. Однако результаты этого расчета позволяют также выявить значительные избытки прочности в большинстве слоев пакета, связанные с необходимостью сохранения равенства их толщин. Следовательно, большой объем материала в квазиизотропной конст-

Структура	Случай	$\boldsymbol{s}_1, M\Pi a$	$\boldsymbol{s}_2, M\Pi a$	$\boldsymbol{s}_3, M\Pi a$	$\boldsymbol{s}_{\scriptscriptstyle 4}, M\Pi a$
	$b = 10^{\circ}$	2910	660	-538	-
$\{0^{o},\pm60^{o}\}$	$b = 0^{\circ}$	3000	0	0	-
	$b = -10^{\circ}$	2910	-538	660	-
	$b = 10^{\circ}$	2880	1684	-880	316
{0°,±45°,90°}	$b = 0^{\circ}$	3000	1000	-1000	1000
	$b = -10^{\circ}$	2880	316	-880	1684

Таблица 1. Напряжения в слоях квазиизотропной панели

Структура	Случай	$\boldsymbol{s}_1, M\Pi a$	$\boldsymbol{s}_2, M\Pi a$	$\boldsymbol{s}_3, M\Pi a$	$\boldsymbol{s}_{\scriptscriptstyle 4}, M\Pi a$
	$b = 10^{\circ}$	1920	435	-355	-
{0°,±60°}	$b = 0^{\circ}$	2000	0	0	-
	$b = -10^{\circ}$	1920	-355	435	-
{0°,±45°,90°}	$b = 10^{\circ}$	1920	1123	-586	211
	$b = 0^{\circ}$	2000	667	-667	667
	$b = -10^{\circ}$	1920	210	-586	1123

Таблица 2. Результаты поверочного расчета квазиизотропной панели

рукции не используется рационально и делает ее заведомо далекой от оптимума (т. е. пластины с минимальной массой).

#### Использование равнопрочных структур

Резервом для снижения массы является уменьшение толщин менее нагруженных слоев. Следует отметить, что такая структура не будет обладать свойствами квазиизотропии. Вариант, когда хотя бы в одном из случаев нагружения во всех слоях пакета достигается предельное состояние, будем называть равнопрочной конструкцией. Практика показывает, что равнопрочные конструкции из традиционных материалов являются либо оптимальными, либо весьма близкими к ним [3].

Равнопрочные структуры могут быть получены путем изменения толщин слоев пропорционально наибольшему напряжению в каждом слое. При этом расчет может проводиться по следующему итерационному алгоритму:

1. Задаются начальные значения толщин слоев пакета  $(d_{0,i})$ .

2. Для каждого случая нагружения определяют напряжения во всех слоях  $s_{i}^{i}$ .

3. Среди выбранных напряжений для каждого слоя в отдельности отыскивается напряжение, составляющее наибольшую долю от соответствующего ему допускаемо-

го напряжения  $S_{\max i}$ .

4. Толщину каждого слоя изменяют пропорционально напряжению, найденному на предыдущем шаге:

$$\boldsymbol{d}_{j} = \boldsymbol{d}_{0j} \cdot \frac{\boldsymbol{S}_{\max j}}{[\boldsymbol{S}]_{aii}}.$$
 (6)

5. Расчет продолжают до стабилизации, задавая в качестве начальных толщины, полученные на 4-м шаге предыдущей итерации.

<u>Пример 2</u>. Спроектируем равнопрочную композитную панель, основываясь на приведенном алгоритме. Данные о случаях нагружения и свойствах материала возьмем из предыдущего примера. Рассмотрим по аналогии два варианта армирования:  $\{0^{\circ}, \pm 60^{\circ}\}$  и  $\{0^{\circ}, \pm 45^{\circ}, 90^{\circ}\}$ . Вновь примем для всех слоев трехслойной панели  $d_{0j} = 0,33$  мм, для четырехслойной – 0,25 мм.

Расчет, проведенный в системе Matlab на основе описанного алгоритма и соотношений (1) – (3), показал, что трехслойная структура, являясь по сути аналогом статически определимой конструкции [4], требует проведения единственной итерации для получения конечного результата. Иначе обстоит дело с четырехслойной структурой, которая ведет себя как статически неопределимая конструкция. Здесь для стабилизации расчета понадобились 18 итераций. Результирующие значения толщин слоев представлены в табл. 3 и 4. График изменения суммарной толщины пакета структуры с четырьмя слоями по итерациям показан на рис. 2.

Отметим, что для рассмотренного примера толщина равнопрочного пакета вдвое меньше толщины квазиизотропной панели, что дает значительный выигрыш по массе. Также представляется интересным то, что

Таблица 3. Итоговые значения толщин слоев панели с армированием {С	0°,±60°	'}
--	---------	----

№ итерации	<b>d</b> <sub>0°</sub> , мм	<b>d</b> <sub>60°</sub> , мм	$d_{_{-60^{o}}}$ , MM	$d_{\rm p} = 0.8  {\rm MM}$
1	0.5	0.15	0.15	

Таблица 4. Итоговые значения толщин слоев панели с армированием  $\left\{0^{\circ}, \pm 45^{\circ}, 90^{\circ}\right\}$ 

№ итерации <i>d</i>	<sub>0</sub> , MM	<b>d</b> <sub>45°</sub> , мм	<b>d</b> <sub>90°</sub> , мм	<b>d</b> _45°, мм	$d_{\rm p} = 0.75 {\rm Mm}$
18	0.48	0.115	0.04	0.115	



Рис. 2. Изменение суммарной толщины четырехслойного пакета по итерациям

при данных случаях нагружения статически неопределимая структура на 6.25% легче статически определимой.

#### Оптимизация композитных структур

Несмотря на имеющиеся достоинства, в ряде случаев использование критерия равнопрочности оказывается невозможным. К этим случаям можно отнести задачу структурной оптимизации панели, когда помимо толщин слоев в качестве проектных переменных учитываются углы их укладки. Следует также помнить, что равнопрочная конструкция не является в общем случае оптимальной, т.е. могут существовать дополнительные резервы для снижения массы, и, следовательно, имеет смысл применение оптимизационных методик. Известны исследования [3], где в качестве метода оптимизации структур из композиционных материалов применялся случайный поиск. На сегодняшний день для решения сложных комбинаторных задач получил широкое распространение метод, основанный на использовании генетического алгоритма (ГА). Генетический алгоритм, благодаря заложенному в него механизму мутации, с большей вероятностью, чем традиционные методы, способен выходить в окрестность глобального экстремума исследуемой функции. В данной работе использовалась реализация генетического алгоритма, входящая в состав пакета Matlab.

<u>Пример 3</u>. По данным примера 2 с использованием генетического алгоритма была проведена оптимизация трех- и четырехслойной панелей с фиксированными углами армирования {0°,±60°} и {0°,±45°,90°}. Полученные результаты полностью совпадают с данными, приведенными в таблицах 3 и 4, т.е. в этом примере равнопрочная конструкция является оптимальной. Этот пример может использоваться для тестирования работоспособности программы, реализующей ГА, и составленной расчетной модели.

<u>Пример 4</u>. Решим поставленную в предыдущем примере задачу, включив углы α ориентации волокон в слоях в число изменяемых параметров. Таким образом, для трех и четырехслойной структуры имеем уже не три и четыре, а шесть и восемь проектных переменных соответственно. Данные оптимизационного расчета приведены в табл. 5.

Анализ полученных результатов показывает, что один из слоев четырехслойной структуры вырождается в ходе оптимизации. Итоговая структура в обоих случаях имеет три слоя.

Таблица 5. Параметры панелей после оптимизации

Структура с 3	<i>d</i> ,мм	0.5	0.11	0.11	-	d = 0.72 yes
слоями	<i>а</i> , град	0°	48°	-48°	-	$u_{\Sigma} = 0.72 \text{ MM}$
Структура с 4	<i>d</i> ,мм	0.5	0.11	0.11	-	d = 0.72 yes
слоями	<i>а</i> , град	0°	48°	- 48°	-	$u_{\Sigma} = 0.72 \text{ MM}$

## Оптимизация с учетом требований жесткости

Для некоторых типов тонкостенных элементов (например, обшивок крыльев самолетов) важным является учет требований по крутильной жесткости. Под жесткостью будем понимать отношение обобщенной силы к соответствующему перемещению [4]:

$$k = \frac{\partial e}{\partial q}.$$
 (7)

<u>Пример 5</u>. Зададимся целью получить оптимальные значения толщин слоев композитной панели, армированной под углами  $\{0^{\circ}, \pm 45^{\circ}, 90^{\circ}\}$ , которая удовлетворяла бы условиям прочности и имела сдвиговую жесткость не меньшую, чем общивка из дюралевого сплава толщиной  $d_{al} = 0,5$  мм, то есть  $k_{al} = G_{al}d_{al} = 13.8 \cdot 10^3$  Н/мм.

Здесь  $G_{al} = 27.6 \cdot 10^3$  МПа – модуль сдвига алюминиевого сплава. Панель испы-

тывает действие трех случаев нагружения, рассматривавшихся ранее. Величину потока касательных сил примем равной H = 1000 H/мм. В этом случае должно выполняться условие

$$k_{r\,\dot{a}i} = \frac{f_{\bullet}}{g_{f^{\bullet}}} \ge G_{al} d_{al}, \qquad (8)$$

то есть

$$g_{\#} \leq \frac{f_{0}}{G_{al}d_{al}} = \frac{1000}{13.8 \cdot 10^{3}} = 0.072$$

Решим поставленную задачу при помощи ГА. Панель, полученная в ходе оптимизации, имеет значения конструктивных параметров, представленные в табл. 6.

Сравнивая новую структуру с той, которая была получена в примере 4, когда оптимизация проводилась только с учетом требований по прочности, легко увидеть, что наличие ограничений по крутильной жесткости приводит к значительному увеличению толщин слоев, уложенных под ±45°, которые

Таблица 6. Результаты параметрической оптимизации панели

$\pmb{d}_{_{0^{o}}}$ , мм	$oldsymbol{d}_{_{45^{oldsymbol{o}}}}$ , MM	$d_{_{90^{o}}}$ , мм	$d_{_{-45^{o}}}$ , MM	$d_{\rm p} = 0.95 {\rm MM}$
0.46	0.21	0.07	0.21	

воспринимают основную часть сдвиговых усилий, возникающих в обшивке крыла от кручения.

<u>Пример 6</u>. Изменим задачу, описанную в предыдущем примере, введя углы армирования слоев в число проектных переменных. Результаты расчета представлены в табл. 7.

В этом случае получена панель с несколько меньшей толщиной. Один из ее слоев полностью вырожден. Результаты этого и предыдущего примеров являются интуитивно понятными и в некоторой степени предсказуемыми. Так, не требует объяснения тот факт, что сдвиговую нагрузку наилучшим образом способны воспринимать слои с ориентацией  $\pm 45^{\circ}$ , а усилия, действующие в трех рассматриваемых случаях, будут восприниматься слоем, ориентированным под 0°. Однако при определенных соотношениях требований по прочности и жесткости в результате оптимизации могут быть получены нетрадиционные структуры [4].

Таблица 7. Результаты структурной оптимизации панели с учетом ограничений по жесткости

$d_{j}$ ,	MM	0.5	0.21	0	0.21	d = 0.92 voc
$\boldsymbol{a}_{j},$	град	0 <b>°</b>	45°	-	-45°	$u_{\Sigma} = 0.92$ MM

<u>Пример 7</u>. Элемент панели находится в потоке усилий величиной N = 1600 Н/мм, действующий под углом  $b = 0^{\circ}$  к направлению оси X (рис. 1). На сдвиговую жесткость панели наложено ограничение  $k_{rdi} \ge 55.2 \cdot 10^{3}$ Н/мм. Допускаемые напряжения в волокне на растяжение и сжатие совпадают и равны [s] = 1000 МПа. Модуль упругости волокон E = 133000 МПа.

Интуитивно верным решением в данном случае представляется структура с ориентацией 0° и ±45°, причем толщина слоя, ориентированного в направлении нагрузки, назначается из условия прочности, а перекре-

стным слоям под ±45° может быть назначена толщина, минимально необходимая из условия жесткости. Толщина элемента панели, имеющего структуру, составленную таким образом, получается равной 3,26 мм.

Однако оптимизация структуры элемента панели при трех направлениях ориента-

ции слоев приводит к проектным параметрам, представленным в табл. 8. Толщина пакета в этом случае равна 2,72 мм, что на 17 % меньше, чем у предложенной «интуитивной» структуры [4].

Работа проводилась при поддержке Федерального агентства по образованию в рамках НИР «Исследование механизмов разрушения нетрадиционно армированных композитных материалов».

#### Выводы

Анализ полученных результатов показывает следующее:

1. Квазиизотропные структуры имеют значительные избытки прочности. Для рассмотренного примера толщина квазиизотропной панели на 50% больше толщины равнопрочной и на 52% больше толщины оптимальной панели (в случае, когда наряду с толщинами слоев углы армирования также являются проектными переменными). Таким образом, использование квазиизотропных структур целесообразно тогда, когда нет же-

Таблица 8. Параметры нетрадиционно армированной структуры

$oldsymbol{d}_{j}$ , мм	0.56	1.08	1.08	$d = 2.72$ yr $d_{\rm c}$
$oldsymbol{a}_{j}$ , град	0°	34 <b>°</b>	-34°	$u_{\Sigma} = 2.72$ MM

стких требований к массе конструкции и основным требованием является технологичность.

2. Параметрическая оптимизация (углы армирования не являются проектными переменными) дала результаты, полностью совпадающие с результатами расчета панели по критерию равнопрочности.

3. Учет ограничений по сдвиговой жесткости приводит к росту суммарной толщины панели. При этом нагрузка от сдвига воспринимается в основном слоями, располо-

женными под ±45°, которые и получают дополнительные приращения по толщине.

4. При некоторых соотношениях требований по прочности и жесткости в результате оптимизации могут быть получены нетрадиционные структуры, имеющие значительный выигрыш по массе по сравнению со структурами, полученными из интуитивных соображений.

5. Генетический алгоритм показал хорошие результаты как метод оптимизации композитных структур при работе в пространстве восьми проектных переменных.

В заключение следует отметить, что все вычисления, производимые на основе нитяной модели композита, имеют оценочный характер. Следующим шагом к повышению точности расчетов может стать учет связующего на уровне математической модели КМ.

## Библиографический список

1. Любин Д. Справочник по компози-

#### References

1. Lyubin D. Handbook of composite materials in 2 volumes /Lyubin George. – Moscow: Machinostroyeniye, 1988.

2. Vasiliev, V. V. Composite material structure mechanics /V. V. Vasiliev – Moscow: Machinostroyeniye, 1988 – 272 p.

3. Kozlov, D. M., Komarov V. A. Optimal reinforcement of thin-walled composite material structures / D. M. Kozlov, V. A. Komarov: Kuibyshev Aviation Institute – Kuibyshev, 1974 – 75 pp. – Dep. at All-Russian Institute of Scientific and technical information No. 646-74 Dep. ционным материалам в 2 т./Любин Джордж. – М.: Машиностроение, 1988.

2. Васильев, В. В. Механика конструкций из композиционных материалов/В. В. Васильев. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.

3. Козлов, Д. М., Комаров В. А. Оптимальное армирование тонкостенных конструкций из композиционных материалов/ Д. М. Козлов, В. А. Комаров; Куйбышевский авиационный ин-т. – Куйбышев, 1974. – 75 с. – Деп. в ВИНИТИ, № 646-74Деп.

4. Komarov V. A. Design of aircraft structures on the basis of discrete models/ V.A. Komarov//Optimal design. Theory and applications to materials and structures/edited by V. V. Vasiliev, Z. Gurdal. – Technomic publishing Co, Inc.,1999 – p. 68-102.

5. Чедрик В. В. Практические методы оптимального проектирования конструкций из слоистых композиционных материалов/ В. В. Чедрик// Механика композиционных материалов и конструкций – 2005. – том 11, №2. – С. 184-197.

6. Кристенсен Р. М. Введение в механику композитов/Р. М. Кристенсен. – М.: Мир, 1982 – 336 с.

7. Комаров В. А. Несущие поверхности/В. А. Комаров// Энциклопедия. Машиностроение. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн.2/ А. М. Матвеенко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов и др. – М.: Машиностроение, 2004. – С. 226 – 252.

4. Komarov V. A. Design of aircraft structures on the basis of discrete models / V. A. Komarov // Optimal design. Theory and applications to materials and structures / edited by V. V. Vasiliev, Z. Gurdal. – Technomic publishing Co, Inc., 1999 – p. 68-102.

5. Chedrik V. V. Practical methods of optimal design of laminated composite material structures / V. V. Chedrik / Mechanics of composite materials and structures – 2005 – vol. 11, No. 2 – pp. 184-197.

6. Christensen R. M. Introduction to mechanics of composite / R. M. Christensen. – Moscow: Mir, 1982 – 336 pp.

7. Komarov V. A. Carrying surfaces. / V. A. Komarov // Encyclopedia. Machinostroyeniye. Vol. IV-21. Design, structures and systems of airplanes and helicopters. / Book 2/A. M. Matveyenko, A.I. Akimov, M.G. Akopov et al. – Moscow: Machinostroyeniye, 2004 – pp. 226 – 252.

## COMPARATIVE ANALYSIS OF DIFFERENT APPROACHES TO DESIGNING THIN-WALLED ELEMENT STRUCTURES OF COMPOSITE MATERIALS

#### © 2009 V. A. Komarov, A. V. Tchernyaev

#### Samara State Aerospace University

The paper deals with three approaches to designing thin-walled element structures of composite materials on the basis of quaisiisotropy, equistrength and optimality criteria. A comparative analysis of the results of designing on the basis of these criteria has been performed which made it possible to determine areas of their application. Problems of designing with regard to torsion rigidity demands are also dealt with.

Composite material, thread model, quasiisotropic structure, equistrong structure, parametric optimization, structural optimization, rigidity demands, non-conventional reinforcement scheme.

#### Информация об авторах

Комаров Валерий Андреевич, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов, доктор технических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет; e-mail: <u>vkomarov@ssau.ru</u>. Область научных интересов: авиационные конструкции, автоматизация проектирования, композиционные материалы.

**Черняев Александр Вячеславович,** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет; еmail: <u>weddero@yahoo.com</u>. Область научных интересов: оптимальное проектирование и испытания конструкций из композиционных материалов.

**Komarov Valery Andreyevitch,** head of aircraft design department, Samara State Aerospace University, doctor of technical science, professor. Place of work – Samara State Aerospace University, e-mail: <u>vkomarov@ssau.ru</u>. Area of research: aircraft constructions, computer-aided design, composite materials.

**Tchernyaev Alexander Vyatcheslavovitch,** post-graduate of aircraft design department, Samara State Aerospace University. Place of work – Samara State Aerospace University, e-mail: weddero@yahoo.com. Area of research: optimal design and testing of structures made of composite materials.

#### УДК 004.94

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ МЕЖДУ СИСТЕМАМИ UNIGRAPHICS NX4 И САТІА V5 С СОХРАНЕНИЕМ ДЕРЕВА ПОСТРОЕНИЯ

© 2009 А. В. Николаев, О. И. Максимова, М. С. Черников, М. А. Зайкин

#### Ульяновский государственный университет

Рассмотрены основные недостатки существующих методов обмена геометрической информацией между системами компьютерного проектирования. Предложен новый метод передачи данных между CAD-системами, основанный на использовании онтологической модели данных, хранимой в файле-Унификаторе.

САД-системы, передача данных, дерево построения, модели данных, моделирование

#### Введение

В настоящее время сложно себе представить современное промышленное предприятие без систем компьютерного проектирования. Внедрение систем компьютерного проектирования привело к сокращению временных и материальных издержек на предприятиях. Вместе с тем появились и новые проблемы. Например, кусочная автоматизация, проводимая на большинстве предприятий, привела к тому, что в настоящий момент на одном предприятии используются одновременно две и более систем автоматизированного проектирования с различным набором прикладных модулей, каждая из которых имеет собственный формат хранения данных. Очевидно, что для обеспечения деятельности предприятия необходимо передавать данные из одной системы проектирования в другую.

## Способы передачи данных между САD-системами

Известны следующие варианты передачи данных между двумя CAD-системами:

1. «Независимый» (т.е. не принадлежащий какой-либо фирме-разработчику программного обеспечения) формат передачи данных: стандарты IGES (International Graphics Exchange Standard) и STEP (Standard for the Exchange of Product data или ISO 10303 Product data гергезепtation and exchange -Представление данных об изделии и обмен этими данными). **IGES** – достаточно старый формат для передачи и хранения геометрии сложных поверхностей, имеющий следующие основные недостатки:

- часто не в состоянии обеспечить удовлетворительную точность воспроизведения модели;

 - формат имеет "диалекты" - частично совместимые реализации одного и того же формата в разных системах автоматизированного проектирования, что вызывает частые ошибки при попытке передать модель из одной системы в другую;

- результатом импорта является модель, составленная из поверхностей, что делает невозможным не только внесение изменений в уже существующую модель, но и добавление новых конструктивных элементов, основанных на использовании ребер и вершин модели (например, нельзя сделать фаску или скругления края).

**STEP**. Основным предназначением стандарта STEP является обмен данными об изделии, под которыми понимается содержание некоторой информационной модели изделия, описанной на языке EXPRESS. Для обмена в рамках стандарта разрабатываются так называемые протоколы применения (application protocol), построенные на определённой информационной модели. В настоящее время для обмена данными между CADсистемами используются протоколы применения 203 и 214, содержащие различные ин-
формационные модели. Необходимо отметить, что в рамках стандарта STEP возможна разработка новых информационных моделей и соответствующих протоколов применения для передачи данных между CAD-системами. В этом смысле стандарт STEP является универсальным. Однако в существующем виде STEP имеет недостатки, главными из которых являются:

- потеря некоторых поверхностей (или добавление несуществующих) при передаче твердотельных моделей;

- невозможность передачи параметризации модели.

2. Специализированный транслятор. Разработчики CAD-систем для повышения конкурентоспособности своих программ часто включают в поставку специализированные трансляторы по переводу данных из одной системы в другую. Так, например, в поставке современных версий САД-системы Unigraphics включены специализированные трансляторы CATIA v4, CATIA v5, NXPROE. Наличие специализированного транслятора гарантирует корректную передачу заранее оговорённых разработчиками данных между системами. В то же время специализированные трансляторы не позволяют передавать параметрические данные и дерево построения модели. Это связано с конкурентной борьбой производителей и использованием различных графических ядер.

При передаче электронных моделей из одной системы компьютерного проектирования в другую, как правило, возникают ограничения, связанные с разным представлением информации внутри систем. Как известно, в основе любой САД-системы лежит так называемое графическое ядро. Самыми распространёнными в настоящее время считаются Parasolid и ACIS. Каждое графическое ядро имеет свои особенности хранения информации о модели. Можно реализовать полный обмен данными между системами, построенными на одном графическом ядре. Однако в системах, построенных на различных ядрах, некоторые данные, присутствующие в одном ядре, в другом могут отсутствовать. Поэтому в процессе передачи такие данные необходимо каким-то образом преобразовывать, сообразуясь с имеющимися возможностями ядра.

Таким образом, современное состояние в области разработки трансляторов не позволяет говорить о том, что проблема передачи данных между различными системами полностью решена. Это связано:

- с ограниченными возможностями современных трансляторов, которые приводят к потере информации при преобразовании (несшитые поверхности, не связанные с основной геометрией примитивы и др.);

- с потерей параметризации геометрии, когда осуществляется передача лишь геометрии (модель передается как монолит). Вследствие этого при возникновении необходимости изменения какого-либо параметра (например, диаметра отверстия) приходится вносить изменения в исходную модель, а затем конвертировать её ещё раз;

- при передаче данных из более поздней версии программы в более раннюю происходит частичная потеря информации, что связано с попыткой производителей CAD-систем стимулировать осуществление перехода на новые версии своих программных продуктов.

В связи с этим работы по совершенствованию методов и средств передачи данных между различными CAD-системами являются актуальными.

## Описание работы системы автоматизированной передачи данных между CAD-системами

Рассматривается новый метод передачи данных между CAD-системами. В качестве примера рассмотрены две системы компьютерного проектирования: CATIA V5 и Unigraphics NX4.

Две эти системы выбраны как:

- наиболее часто встречающиеся на предприятиях авиа- и автомобилестроения;

- тяжёлые CAD/CAM/CAE – системы, имеющие большое количество модулей и возможностей при проектировании изделий;

- системы, работающие на разных графических ядрах: UnigraphicsNX4 на Parasolid, CATIA V5 на CNEXT. Алгоритм работы системы автоматизированной передачи данных рассмотрим на примере модели куба с отверстием.

Предположим, что в системе CATIA v5 построена модель куба с отверстием. Начальные данные: высота, ширина, длина куба равна 100 мм; сквозное отверстие расположено на одной из граней куба на пересечении диагоналей, диаметр отверстия – 20 мм

(рис. 1).

Как видно из рис. 1, дерево построения содержит две трёхмерные операции (Pad – выдавливание и Hole – отверстие). Каждая из этих двух операций базируется на эскизе. Эскизы в свою очередь содержат двумерные геометрические элементы (точки, линии, окружности). Каждый из этих элементов имеет свои атрибуты, описанные в табл.1.



Рис. 1. Модель, построенная в САТІА v5

Таблица 1.	Сравнение	атрибутов и	функций	двух (	CAD-систем
------------	-----------	-------------	---------	--------	------------

1	Unigraphics NX4	Catia V5				
Функции	Атрибуты	Функции	Атрибуты			
Extrude	Section (сечение) Direction Sections (направление выдавливания) Start Limit Distance (начальное значение предела) End Limit Distance (конечное значение предела) Offset (смещение) Boolean (булевская операция) и др.	Pad	Sketch (сечение) Length (высота выдавливания) Limit (предел выдавливания) Thick (толстостенная деталь) Mirrored Extent(симметричное выдавливание) и др.			
Sketch (эскиз)	Сигуеs (кривые) Horizontal Reference (горизонтальная ссылка) Placement Face (плоскость эскиза) и др.	Sketch (эскиз)	Absolute Axis (оси координат на плоскости) Geometry (геометрия) Costraints (связи) и др.			
Simple Hole (простое отверстие)	depth(глубина) diameter (диаметр) reference point (расположение центра) reverse direction (изменение направления) placement face (плоскость расположения) и др.	Hole (отверстие)	depth(глубина) diameter (диаметр) Positioning Sketch (расположение центра) Type (тип отверстия) Thread Definition (определение резьбы) Direction (направление) и др.			



Рис. 2. Схема создания модели куба с отверстием

Несмотря на то, что названия элементов (операций) и атрибутов, как видно из табл. 1, у двух систем не совпадают, сами схемы моделирования в этих системах очень похожи (рис. 2).

Этот факт не случаен. В связи с конкурентной борьбой между разработчиками программного обеспечения происходит внимательное изучение решений конкурентов, а затем внедрение их в свои системы под другими названиями. Таким образом, по прошествии определённого времени происходит естественный отбор наиболее удачных способов моделирования, который используется в коммерческих CAD-системах. Естественно, это относится только к базовой функциональности.

При экспорте данных (рис. 3, а) на первом шаге считывается информация из построенной модели и осуществляется поиск элементов, из которых состоит 3D-модель.

На рис. 4 указаны имя элемента (операции) и его тип. Определение типа элемента необходимо для возможности его классифи-



Рис. 3. а) Алгоритм экспорта данных, б) алгоритм импорта данных



Рис. 4. Результат работы макроса, считывающего из построенной модели информацию об элементах (операциях)

кации. Имя объекта в обеих системах можно изменить.

На втором шаге для каждого элемента (операции) определяются значения атрибутов, необходимых для построения.

Авторами разработана специальная библиотека (Унификатор), которая содержит в себе структуры для каждого элемента (операции). Для каждой САD-системы разрабатывается свой Унификатор, с помощью которого макрос ставит в соответствие API СAD-системы унифицированный формат, содержащийся в обменном файле, и наоборот. Поэтому, когда необходимо определить атрибуты, например для Раd, то в Унификаторе выбирается нужная структура (основные атрибуты для элемента (операции) Раd указаны в табл. 1).

На третьем шаге определяются связи (Relations) между объектами.

И, наконец, на четвёртом шаге осуществляется запись полученной информации в обменный файл. При импорте данных (рис. 3, б) на первом шаге происходит создание пустого файла, строится абсолютная система координат.

На втором шаге происходит чтение данных из обменного файла. В библиотеке Унификатора осуществляется поиск соответствующих процедур для создания элементов в текущей CAD-системе.

На третьем шаге происходит непосредственно само создание элементов (операций) с указанными в передаваемом файле атрибутами. Осуществляется наложение связей на элементы (операции).

И, наконец, на четвёртом шаге осуществляется автоматический запуск диалога «Сохранить файл».

Таким образом, для решения проблемы полноты передачи данных между системами, построенными на различных графических ядрах, авторами предлагается новый подход, в основе которого лежит построение онтологической модели данных, включающей в себя обобщённые известные операции моделирования (выдавливание, вращение, протягива-

				Таблица эскизов												
					C	сылка										
				Номер	на		Cor	ылка на	Таблица выдавливания							
				эскиза	пло	плоскость геометрию эскиза		геометрию		Номер Эскиз					Направлени	
					Э			опе	Высота			нормали				
			1	Fac	e.1	Geom 1		1		Sck	Scketch 1		)	1		
Таблина Тон	Cohruna Tourr		1	Fac	e.1	Geom 2									<u> </u>	
Номер	Координата	Коорди	ната	1	Fac	Face.1 Geon Face.1 Geon Face.4 Geon		om.3		Габли	ща от	верстий			-	
примитива	Ĥ	v		1	Fac			om.4		Номер		Эскиз		Высота	диаметр	Направление
1	0	0		2	Fac			2m.5		отвер	стия	<b>a</b> 4 - 1 4		100	отверстия	нормали
2	100	0	Таблица і	сеометрии	трии			1				Scketch.2		100	10	1
4	100	100			Тип Ссылка координ		илка на Ссылка на динаты координаты									
5	50	50	Номер	Tr					аты	координ	динаты Радиус		с			
	1		примити	за прим	ітива	нач. то	чки	KOH. TOP	іки	центральной і точки						
			1	Line		Point 1		Point.2								
			2	Line		Point.2	t.2 Point.3									
			3	Line		Point.3	Point.3 Point.4									
			4	Line		Point.4		Point 1								
			5	Point						Point.5						

Рис. 5. Фрагмент обменного файла, представленный в виде базы данных

ние и др.), эскизы со ссылками на плоскость привязки, геометрию и т.д., геометрические примитивы эскизов (элементы геометрии, координаты и др.). Данную модель можно оформить в виде DTD-файла формата XML, схемы таблиц в базе данных и т.д. На рис. 5 показан фрагмент обменного файла приведённого выше примера, представленный в виде базы данных.

Предлагаемая онтологическая модель данных уже не зависит от конкретной CADсистемы и, более того, должна содержать только общепринятые функции. При этом нет привязки к двум конкретным системам. Транслятор, читающий и записывающий информацию в обменный файл, представляет собой макрос (рис. 6), привязанный к одной системе компьютерного проектирования и не зависящий от другой. Информация, хранимая в обменном файле, может быть прочитана любой системой, для которой был разработан транслятор.

#### Система верификации

Зачастую проблема неполноты передаваемых данных возникает из-за различных методик создания 3D-моделей (например, куб в UG можно смоделировать и без применения эскизов с помощью операции Block, в которой задаются координаты точек диагонали куба).

При использовании уже известных трансляторов большое количество ресурсов тратится на исправление ошибок, возникающих при передаче данных (сшивание поверхностей и т.д.). На некоторых предприятиях организованы КБ, основной задачей которых является проверка и исправление ошибок в переданных моделях. Если возникает необходимость внесения изменений, отправляется запрос в КБ, передавшее модель изделия. После изменений вновь осуществляется трансляция данных (рис. 7).

Система передачи данных, разработанная авторами, позволяет избежать подобных проблем. Это происходит из-за того, что в Унификаторе, на который ссылается макрос, при экспорте/импорте 3D-модели содержится структура, настраиваемая пользователями, т.е. пользователь определяет элементы (операции) и атрибуты, необходимые для построения 3D-модели, в другой CAD-системе еще на этапе экспорта. Построение 3D-модели как бы повторяется в другой CADсистеме и изменения происходят уже в ней (рис. 8).

```
Set oBody = oPart.Bodies.Item ( "PartBody" ) 'обращение к объекту PartBody детали и
определение его как объект oBody
set pad1=oBody.Shapes.Item("Pad.1") 'обращение к объекту "Pad.1" детали
opad=Pad1.FirstLimit.Dimension.Value 'получение значения глубины выдавливания
материала
```

Рис. 6. Фрагмент макроса получения значения атрибута



Рис. 7. Схема внесения изменений в 3D-модель при использовании формата STEP

Кроме того, планируется написание модуля верификации, который позволит избежать проблем несоответствия элементов (операций) в различных САD-системах. Данный модуль будет раскладывать сложную структуру на элементарные компоненты, встречающиеся в обеих САD-системах, либо выдавать сообщение о невозможности этого сделать.

Использование данного модуля позволит автоматически поддерживать стандарт по моделированию на конкретном предприятии, что значительно облегчает сопровождение модели на протяжении всего жизненного цикла изделия.



Рис. 8. Схема внесения изменений в 3D-модель при использовании формата STEP

#### Выводы

Рассмотрены основные методы и средства обмена геометрической информацией между системами компьютерного проектирования (IGES, STEP и др.). Показан основной недостаток существующих методов: потеря дерева построения детали при передаче данных из одной системы компьютерного проектирования в другую, что делает невозможным внесение изменений в полученную модель.

Предложен новый метод передачи данных между CAD-системами, основанный на использовании онтологической модели данных, которая содержит дерево построения детали с точки зрения элементов, атрибутов и связей графического ядра, которые при передаче данных будут записываться в обменный файл.

Применение разработанной схемы работы системы автоматизированной передачи данных между CAD-системами позволит сохранить дерево построения и упростит внесение изменений в модель, полученную из другой системы компьютерного проектирования.

## DESIGNING A SYSTEM OF AUTOMATIC DATA TRANSFER BETWEEN UNIGRAPHICS NX4 AND CATIA V5 SYSTEMS SAVING THE CONSTRUCTION TREE

© 2009 A. V. Nikolayev, O. I. Maximova, M. S. Tchernikov, M. A. Zaikin

Ulianovsk State University

The paper discusses the main disadvantages of the existing methods of geometric information exchange between computer design systems. A new method of data transfer between CAD-systems is proposed which is based on the use of ontological data model stored in the unification file.

CAD-systems, data transfer, construction tree, data models, modeling.

## Информация об авторах

Николаев Анатолий Викторович, кандидат технических наук, доцент, директор НИЦ CALS-технологий, кафедра математического моделирования технических систем Ульяновского государственного университета, e-mail: <u>ccd@ulsu.ru</u>. Область научных интересов: ИПИтехнологии (информационная поддержка процессов жизненного цикла изделия).

Максимова Оксана Игоревна, заведующая лабораторией компьютерного проектирования НИЦ CALS-технологий, старший преподаватель кафедры математического моделирования технических систем Ульяновского государственного университета, e-mail: <u>moi@ulsu.ru</u>. Область научных интересов: разработка алгоритмов интеграции данных в организационно-технических системах.

**Черников Михаил Сергеевич**, техник лаборатории компьютерного проектирования НИЦ CALS-технологий, студент, Ульяновский государственный университет, e-mail: <u>chernikov.m.s@mail.ru</u>. Область научных интересов: моделирование и исследование операций в организационно-технических системах.

Зайкин Михаил Александрович, техник лаборатории компьютерных технологий в управлении НИЦ CALS-технологий, студент, Ульяновский государственный университет, e-mail: <u>misha-motc@mail.ru</u>. Область научных интересов: моделирование и исследование операций в организационно-технических системах.

**Nikolayev Anatoly Victorovitch**, candidate of technical science, associate professor, director of the Research Center of CALS-technologies, associate professor of the department of mathematical modeling of engineering systems, Ulianovsk State University, e-mail: <u>ccd@ulsu.ru</u>. Area of research: information support of product life cycle processes.

**Maximova Oksana Igorevna**, head of the laboratory of computer design, Research Centre of CALS-technologies, senior lecturer of the department of mathematical modeling of engineering systems, Ulianovsk State University, e-mail: <u>moi@ulsu.ru</u>. Area of research: developing data integration algorithms in organizational engineering systems.

**Tchernikov Mikhail Sergeyevitch**, technician of the 1<sup>st</sup> category, computer design laboratory of the Research Centre of CALS-technologies, student of Ulianovsk State University, e-mail: <u>chernikov.m.s@mail.ru</u>. Area of research: modeling and analysis of operations in organizational engineering systems.

**Zaikin Mikhail Alexandrovitch**, technician of the 1<sup>st</sup> category, computer design laboratory of the Research Centre of CALS-technologies, student of Ulianovsk State University, e-mail: mishamotc@mail.ru. Area of research: modeling and analysis of operations in organizational engineering systems. УДК 004.94 + 621.914

## КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЗУБОНАРЕЗАНИЯ ЧЕРВЯЧНО-МОДУЛЬНЫМИ ФРЕЗАМИ

© 2009 Ю. В. Полянсков, А. Р. Гисметулин, А. В. Николаев, К. В. Грибовская

#### Ульяновский государственный университет

Статья посвящена новому методу разработки технологического процесса получения червячных колес с использованием моделей, полученных в CAD – системе. Для разработки технологического процесса используются три 3-D модели: 3-D модель исходного производящего червяка, модель процесса обработки и результирующая 3-D модель червячного колеса.

*CAD – системы, червячно-модульная фреза, червячное колесо, исходный производящий червяк, моделирование* 

#### Введение

В настоящее время одной из главных концепций модернизации отечественного производства стала идея внедрения компьютерных систем во все сферы жизнедеятельности предприятия. В зарубежной литературе эта концепция носит название Computer Integrated Manufacturing (CIM). Области применения компьютерных технологий на производстве включают в себя самые разнообразные сферы: от автоматизированного проектирования и планирования производств до страхования качества продукции. Однако, как показывают современные исследования, наибольшего экономического эффекта можно достичь, внедряя компьютерные технологии на этапе проектирования изделий и моделирования самого производства.

Внедрение систем автоматизированного проектирования на машиностроительных предприятиях позволяет принципиально изменить процессы технологической подготовки производства. Современные компьютерные системы, такие как, САТІА v5, являются комплексными системами автоматизированного проектирования, технологической подготовки производства и инженерного анализа. В данной работе показано применение этой компьютерной системы при подготовке производства червячной пары для электроусилителя руля автомобиля.

## Постановка задачи

Первоначальное внедрение в производство червячной пары для электроусилителя руля автомобиля выполнялось «традиционным» для наших предприятий методом, то



Рис. 1. Червячная передача (красным цветом отмечены места пересечения зубьев червяка и червячного колеса)

есть без применения средств моделирования, но с использованием экспериментальных методов. Эксперименты с применением краски для выявления пятен контакта показали пересечение зубьев червяка и червячного колеса в зонах, показанных на рис. 1.

Очевидно, что для устранения дефектов необходимо провести анализ геометрии червяка и червячного колеса. Геометрия червячного зацепления носит весьма сложный характер, который невозможно анализировать, имея лишь чертежи. Достаточно сказать, что форма зуба червячного колеса на чертеже задается при помощи так называемого исходного производящего червяка [1], то есть фактически инструмента, которым выполняется обработка колеса. Поэтому для построения модели червячного колеса и всего червячного механизма необходима модель процесса обработки, то есть технологии производства (рис. 2).

Так как причина пересечения зубьев червячной пары технологическая, то необходимо произвести анализ инструмента (червячно–модульной фрезы), которым осуществляется обработка, и самого процесса нарезания. Натурные эксперименты в этом случае приводят к очень большим затратам ресурсов, а самое главное - к потере времени на освоение. Поэтому после серии неудачных производственных экспериментов было принято решение применить подход, связанный с математическим моделированием процесса зубофрезования. В данной работе в отличие от известных подходов применено компьютерное трёхмерное моделирование технологического процесса изготовления червячного колеса, выполненное в системе САТІА v5.

Кроме того, в САТІА v5 моделировался также технологический процесс изготовления червяка, который в данной статье не приводится.

## Создание электронной трёхмерной модели инструмента

Для создания электронной трёхмерной модели инструмента использовался чертёж инструмента (червячно-модульной фрезы), которым производилась обработка червячно-го колеса (рис. 3).



Рис. 2. Схема моделирования червячного колеса



Рис. 3. Фрагмент чертежа фрезы для обработки червячного колеса

Исходные данные:					
Модуль нормального колеса	$m_{n}=1,5$				
Число зубьев	z = 5				
Угол профиля нарезаемого					
колеса	$a = 12^{\circ} \pm 10'$				
Угол наклона линии зуба ко	леса <b>b</b> =18°				
Точность нарезаемого колес	са кл. "В"				
Назначение фрезы	чистовая				
Материал	P18				
Твёрдость режущей части	6366 HRC				
Твёрдость					
направляющих частей	4050 HRC				
Твёрдость хвостовой части	3746.5 HRC				

Моделирование инструмента проводилось методом вычитания материала, чтобы обеспечить наиболее близкое совпадение с технологическим процессом производства инструмента. Первоначальная модель заготовки из стали P18 представлена на рис. 4. Здесь же следует отметить, что в системе САТІА можно изначально задавать материал изделия и его свойства (модуль Юнга, коэффициент Пуассона, плотность), как это и сделано в рассматриваемом случае.

Затем на заготовке фрезы были сформированы стружечные канавки.

Нарезание зубьев червячной фрезы в системе CATIA V5 R15 сводилось к протягиванию замкнутого контура (рис. 6), соответствующего впадине между зубьями червячной фрезы в нормальном сечении вдоль винтовой линии (рис. 5).

В итоге получаеется модель производящего червяка со стружечными канавками (рис. 7). Эту модель уже можно использовать для компьютерного моделирования образования профиля зуба червячного колеса, но для



Рис. 4. Модель заготовки



Рис. 5. Модель инструмента с винтовыми стружечными канавками



Рис. 6. Профиль впадины между зубьями



Рис. 7. Формирование зубьев фрезы

анализа износа инструмента – червячной фрезы, необходимо сформировать задние углы.

Для создания задних углов на боковых режущих лезвиях проводятся четыре винтовые линии (рис. 8, а), шаг которых отличен от шага основного винта на величину, рассчитанную с учётом заднего угла на боковых режущих лезвиях. Затем строятся 3 основные поверхности и 2 вспомогательные (рис. 8, б), которые в "сумме" создают своего рода шаблон зуба с задними углами на боковых режущих лезвиях.

Построение главного заднего угла периферийного режущего лезвия (затылование) в системе CATIA сводится к удалению материала заготовки путем протягивания замкнутого контура (рис. 8, а) вдоль основной винтовой линии (рис. 9, б).

Завершающей операцией является создание скруглений при вершине и у основания зуба. На рис. 10 представлена окончательная модель червячно-модульной фрезы.



Рис. 8. Формирование задних углов



Рис. 9. Процесс затылования фрезы



Рис. 10. Модель червячно-модульной фрезы

# Моделирование профиля нарезаемой впадины червячного колеса

Следующим этапом была оценка точности профиля нарезаемой впадины между зубьями червячного колеса. Исходными данными для моделирования процесса зубонарезания червячно-модульной фрезой являются геометрические и конструктивные пара-



Рис. 11. Моделирование зубонарезания червячно-модульной фрезой

метры модели фрезы, а также геометрические параметры червячного колеса, взятые из рабочих чертежей детали (рис. 11).

Процесс зубонарезания представляет собой согласованное и непрерывное вращение заготовки и фрезы. При обработке однозаходной фрезой её поворот на один зуб приводит к повороту заготовки на угол  $a = 2p / z \cdot z_o$ , где  $z, z_o$  - число зубьев нарезаемого колеса и стружечных канавок фрезы, соответственно. Удаление материала зубом фрезы производится с помощью функции Groove.

В данном примере червячное колесо нарезалось червячно-модульной фрезой, у которой передний угол был равен нулю. Далее рассматривается нарезание впадины червячного колеса фрезой, у которой передний угол равен  $15^{\circ}$ . Последовательность шагов моделирования остаётся та же самая, за исключением того, что каждый профиль зуба должен быть повернут на угол  $15^{\circ}$  относительно вершинной кромки профиля зуба (рис. 13).

Завершающим этапом моделирования процесса зубонарезания является построение сплайна, сглаживающего шероховатость по-



Рис. 12. Профиль впадины между зубьями нарезаемого червячного колеса после обработки: a) 5-м; б) 10-м; в) 15-м; г) 20-м; д) 25-м; е) 30-м зубом червячно-модульной фрезы



Рис. 13. Профиль зуба червячно-модульной фрезы с передним углом, равным 15°

верхности межзубной впадины. Данную операцию можно осуществить с помощью функции Spline (рис. 14). Оценка точности нарезаемого профиля производилась путём сравнения теоретического контура с фактическим. Максимальное расхождение от эвольвентного профиля составило 0,022 мм. Собственно, этот фактор и предопределил расположение пятен контакта червячного зацепления, полученного при натурных экспериментах.

Таким образом, моделируя изменение взаимного расположения инструмента и заготовки червячного колеса, модифицируя геометрические параметры инструмента, можно добиться наиболее оптимального расположения пятен контакта, не проводя натурных экспериментов.

#### Повышение стойкости инструмента

Для повышения эффективности процесса зубонарезания недостаточно рассматривать в качестве выходного показателя только точность обработки. Поэтому были разработаны подходы, позволяющие по компьютерной модели процесса зубонарезания получить оценку износа червячно-модульной фрезы. Эта оценка основана на зависимости интенсивности износа зубьев червячных фрез от объема срезаемого слоя и увеличения при этом сил резания [2]. Результаты моделирования процесса зубонарезания, представленные на рис.12, могут быть использованы для оценки сечения срезаемого слоя отдельными зубьями фрезы.



Рис. 14. Построение сплайна соответствующего впадине между зубьями червячного колеса, нарезаемого червячно-модульной фрезой с передним углом, равным: а) 0°; б) 15°

Для оценки напряженного состояния зубьев фрезы проведен силовой анализ червячно-модульной фрезы. При этом анализировалась не вся фреза целиком, а один из её зубьев. Считалось, что нагрузка распределена неравномерно по передней поверхности, максимальная её величина соответствует вершине зуба вдоль поперечной и боковых режущих кромок, что связано с увеличением толщины срезаемого слоя и скорости резания при удалении точки от оси фрезы. На рис. 15 представлен анализ напряжений, возникающих в зубе фрезы, выполненный с использованием метода конечных элементов.

Разработанная методика компьютерного анализа процесса зубофрезерования позволяет оптимизировать геометрические параметры червячных зуборезных фрез по критериям точности профиля нарезаемых зубчатых колес и интенсивности износа инструмента.



Рис. 15. Результаты силового анализа зуба червячно-модульной фрезы

#### Библиографический список

1. ГОСТ 18498-89 Передачи червячные. Термины, определения и обозначения - М.: Издательство стандартов, 1989. – 89 с.

2. Смольников, Н. Я. Результаты математического моделирования процесса формо-

#### References

1. GOST (State Standard) 18498-89. Worm gearings. Terms, definitions and designations. – Moscow: Izdatelstvo standartov, 1989. – 89 pp.

2. Smolnikov, N. Ya. Results of mathematical modeling of the process of shaping wheel образования переходных кривых зубьев колес при червячном зубофрезеровании / Н. Я.Смольников, Г. Г.Скребнев, А. В.Мельников //Обработка металлов: Научно - технический и производственный журнал.- 2003.-№ 4.- С. 27-28.

intermediate teeth during gear hobbing / N. Ya. Smolnikov, G. G. Skrebnev, A. V. Melnikov // Obrabotka metallov (Metal machining): Scientific and production journal. – 2003. – No. 4. – pp. 27-28.

## COMPUTER DESIGN OF THE GEAR CUTTING PROCESS USING GEAR HOB CUTTERS

© 2009 Yu. V. Polyanskov, A. R. Gismetulin, A. V. Nikolayev, K. V. Gribovskaya

Ulianovsk State University

The paper is devoted to a new method of developing the process of obtaining gear wheels using models obtained in the CAD-systems. Three 3-D models are used in order to develop the process: the 3-D model of the basic worm, the machining process model and the resulting 3-D model of the gear wheel.

CAD-systems, gear hob cutter, gear wheel, basic worm, modeling

### Информация об авторах

**Полянсков Юрий Вячеславович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой математического моделирования технических систем, Ульяновский государственный университет, <u>ccd@ulsu.ru</u>. Область научных интересов: ИПИ-технологии, разработка АСУ ТП.

**Николаев Анатолий Викторович**, кандидат технических наук, доцент, директор НИЦ CALS-технологий, доцент кафедры математического моделирования технических систем, Ульяновский государственный университет, <u>ccd@ulsu.ru</u>. Область научных интересов: ИПИ-технологии (Информационная поддержка процессов жизненного цикла изделия).

**Гисметулин Альберт Растемович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры математического моделирования технических систем, Ульяновский государственный университет, <u>ccd@ulsu.ru</u>. Область научных интересов: моделирование технических систем и операций механообработки.

**Грибовская Кристина Викторовна**, студент, Ульяновский государственный университет. Область научных интересов: моделирование и исследование операций в организационно-технических системах.

**Polyanskov Yuri Vyatcheslavovitch**, doctor of technical science, professor, head of department of mathematical modeling of technical systems, Ulianovsk State University, e-mail: <u>ccd@ulsu.ru</u>. Area of research: information support of product life cycle technologies, developing Automatic Control systems of technological processes.

**Gismetulin Albert Rastemovitch**, candidate of technical science, associate professor of the department of mathematical modeling of technical systems, Ulianovsk State University, e-mail: <u>ccd@ulsu.ru</u>. Area of research: modeling of technical systems and mechanical working operations.

**Nikolayev Anatoly Victorovitch**, candidate of technical science, associate professor, director of the Research Center of CALS-technologies, associate professor of the department of mathematical modeling of engineering systems, Ulianovsk State University, e-mail: <u>ccd@ulsu.ru</u>. Area of research: information support of product life cycle processes.

**Gribovskaya Christina Victorovna**, student of Ulianovsk State University. Area of research: modeling and analysing operations in organizational technical systems.

## РЕПУТАЦИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ, КОНКУРИРУЮЩИХ НА РЫНКЕ, С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

© 2009 Д. Ю. Иванов<sup>1</sup>, Е. В. Кирилина<sup>2</sup>

## <sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет <sup>2</sup>ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматривается конкурентоспособность промышленных предприятий по качественному показателю репутации с точки зрения потребителей. Рассматривается модель, описывающая целевую функцию предприятия, которое вкладывает инвестиции в свою репутацию.

Репутация, предприятие, конкуренция, конкурентоспособность, модель, фактор, ракетно-космическая техника.

В настоящее время в условиях современной рыночной экономики большинство российских промышленных предприятий, обладающих уникальными технологиями и интеллектуальным потенциалом и располагающих значительной материально-технической базой, столкнулись с проблемой возрастающей конкуренцией со стороны зарубежных компаний.

Как правило, в научной литературе конкурентоспособность оценивается по ряду качественных, стоимостных и информационных критериев, отличающих товар данного производителя от товаров конкурентов как степенью соответствия определенным потребностям, так и затратами потребителя на их удовлетворение (ценой потребления товара). При таком подходе конкурентоспособность товара определяется комплексом его качественных и стоимостных показателей, в то время как любая оценка оказывается в той или иной степени искусственно сконструированной, потому что набор исходных факторов и их удельные веса могут быть определены только на основе экспертных оценок, то есть субъективно [1]. Исследуя причины усиления и ослабления конкурентоспособности, Ф. Котлер пришел к выводу, что в этом вопросе не столь важно, получило ли предприятие высокие или низкие прибыли в отчетном году и какую долю рынка оно имеет в настоящий момент, а намного важнее, имело ли оно устойчивый рост признания потребителями и их предпочтений [2]. Эти факторы (или компоненты конкурентоспособности) можно объединить в четыре большие группы [3]:

- нормативно-правовые (соответствие или несоответствие производимого товара государственным стандартам, санитарным правилам и другим юридическим нормам страны или межгосударственного рынка);

- технико-экономические: качество, цена и затраты на эксплуатацию (цена потребления) товара;

- коммерческие (конъюнктура рынка, система продвижения и сбыта товара, наличие качественного сервиса, послепродажного обслуживания, ремонта и других услуг);

- информационные (качество сведений о товаре и его конкурентных преимуществах, реклама, имидж товара, популярность торговой марки и репутация компании).

В статье основное внимание уделяется такому фактору, как репутация, а именно репутация промышленных предприятий, производящих ракетно-космическую технику и, соответственно, конкурирующих на мировом космическом рынке.

У термина «репутация» много синонимов и близких понятий – таких, как «авторитет», «респектабельность», «доверие». Причем категория эта сколь емкая, столь и неоднозначная, даже расплывчатая. Авторитет в деловых кругах зависит практически от всех аспектов деятельности предприятия – не только производственных (качество продукции), но и эфемерных, из области слухов и предположений. В материалах различных зарубежных исследований используется несколько десятков различных определений репутации [4].

Для целей исследования предлагается использовать следующее определение репутации.

Репутация предприятия – это мнение о надежности, качестве выпускаемой им продукции, уровне взаимодействия с потребителями – сервисном, гарантийном, послегарантийном обслуживании [5].

Для оценки уровня репутации предприятия предлагается следующая модель [6].

Пусть имеется *n* предприятий, производящих однородный продукт или услугу. Затраты *i*-го предприятия  $\tilde{n}_i(d_i)$ , представляют собой сумму постоянных издержек  $c_{i0}$  и переменных издержек  $g_i d_i$ , где  $g_i$  - удельные переменные издержки, а  $d_i$  - объем производства, определяемый спросом,  $i \in N = \{1, 2, ..., n\}$  – множество агентов:  $c_i(d_i) = c_{i0} + g_i d_i, i \in N$ .

Если рыночная цена *1* фиксирована, то легко определить точки безубыточности

$$d_i^{\min} = \frac{c_{i0}}{1-g_i}, i \in N .$$

Пусть  $r_i \ge 0$  – репутация *i*-го предприятия. Обозначим вектор репутаций  $r = (r_1, r_2, ..., r_n)$ , вектор репутаций оппонентов *i*-го предприятия  $r - 1 = (r_1, r_2, ..., r_n) \in \mathbb{R}^{n-1}_+$ . Предположим, что спрос на продукцию *i*-го предприятия определяется его репутацией, а также репутацией конкурентов и суммарным спросом:  $d_i = p_i(r, D), i \in N$ . Наложим на  $p_i(\cdot)$  следующие требования:

- $\forall r \in R_{+}^{n} p_{i}(\cdot)$  возрастает по  $r_{i}$ ;
- $\forall r \in R_+^n p_i(\cdot)$  возрастает по D;

- 
$$\forall r \in \mathbb{R}^n_+, \ \forall j \neq i \ p_i(\cdot)$$
 убывает по  $r_j$ .

В соответствии с введенными предположениями, чем выше репутация предприятия или чем выше суммарный спрос, тем выше спрос на его продукцию, и чем выше репутация конкурентов, тем этот спрос меньше. Таким образом, в рассматриваемом случае спрос на продукцию предприятия определяется его репутацией в глазах потребителей.

Вектор спроса обозначим  $d = (d_1, d_2, ..., d_n)$ . Фиксируем суммарный спрос *D* и предположим, что

$$D \ge \sum_{i \in N} d_i^{\min} \tag{1}$$

и существует вектор репутаций  $r^{\min}$ , приводящих к  $d_i^{\min} = p_i(r^{\min}, D)$ , то есть существует такое распределение спроса между предприятиями - производителями, что деятельность всех предприятий безубыточна.

Предположим, что репутация предприятия зависит от его затрат на создание и поддержание репутации. Затраты *i*-го предприятия на свою репутацию (инвестиции в репутацию) обозначим  $s_i \ge 0, i \in N$ . Величина  $s_i$  может интерпретироваться как выигрыш предприятия от невыполнения обязательств перед потребителями, допустимого снижения качества и т.д. или как инвестиции в рекламу.

Пусть известна монотонная функция q(s), отражающая зависимость репутации от затрат на нее:  $r_i = q(s_i), i \in N$ . Для простоты эта функция будет считаться одинаковой для всех предприятий.

Тогда целевая функция *i*-го предприятия примет вид

$$f_i(s) = (1 - g_i)p_i(r(s), D) - c_{i0} - s_i, i \in N. (2)$$

Таким образом, получается игра предприятий, обладающих целевыми функциями (2), каждое из которых выбирает неотрицательные инвестиции в свою репутацию.

Рассмотрим пример. Пусть q(s) = s и

$$d_i = \frac{r_i}{\sum_{j \in N} r_j} D, i \in N .$$
(3)

Обозначим 
$$S = \sum_{i \in N} s_i, \ b = \sum_{i \in N} \frac{1}{1 - g_i}.$$

Подставляя (3) в (2) и дифференцируя, получим:

$$s_i = S - \frac{S^2}{D(I - g_i)}, i \in N.$$

Суммируя по всем предприятиям, получим выражения для суммарных инвестиций и равновесных по Нэшу инвестиций предприятий в свою репутацию:

$$S=\frac{(n-1)D}{b},$$

$$s_i^* = \frac{(n-1)D}{b} \left( 1 - \frac{n-1}{b(1-g_i)} \right), i \in N$$

Отметим, что рассматривалась статическая модель. В то же время очевидно, что репутация является существенно динамической характеристикой. Она изменяется во времени, причем инерционно, то есть требуется время, чтобы при приложении соответствующих усилий предприятие улучшило свою репутацию, а при отсутствии стремления предприятия к поддержанию своей репутации последняя начнет также снижаться с некоторой задержкой.

#### Библиографический список

1. Денисова А. Л., Уляхтин Т. М. Управление конкурентоспособностью промышленного предприятия: аспекты качества/ Под науч. ред. д-ра экон. наук. проф. А. Л. Денисовой. - Тамбов: Изд-во тамб. гос. тех. ун-та, 2006. – 120 с.

2. Котлер Ф. Маркетинг – менеджмент. – СПб, Питер, 2000.

3. Пугач И. Репутация и торговая марка как инструменты укрепления конкурентоспособности// Экономическое обозрение. – 2003. №1.

4. Репутация российских компаний// Эксперт. – 2002. № 7. - С. 67.

5. Словарь иностранных слов. - М.: Русский язык, 1982. – 431 с.

6. Ермаков Н. С., Иващено А. А., Новиков Д. А. Модели репутации и норм деятельности. - М.: ИПУ РАН, 2005. – 67 с.

#### References

1. Denisova A. L., Ulyakhin T. M. Managing the competitiveness of an industrial enterprise: quality aspects / Edited by doctor of economical science professor A. L. Denisova. Tambov: Publishing house of Tambov State Technical University, 2006. – 120 pp.

2. Kotler F. Marketing management. – Saint Petersburg, Piter, 2000.

3. Pugatch I. Reputation and trademark as tools of managing competitiveness // Economi-

tcheskoye obozreniye (Economic survey). 2003, No. 1.

4. Reputation of Russian companies // Expert, 2002, No. 7, – p. 67.

5. Dictionary of foreign words. Moscow: Russky yazyk (Russian language), 1982. – p. 431.

6. Yermakov N. S., Ivashchenko A. A., Novikov D. A. Models of reputation and activity norms. Moscow: Institute of Management Problems Russian Academy of Science, 2005. – 67 pp.

## REPUTATION OF ENTERPRISES COMPETING IN THE MARKET FROM THE POINT OF VIEW OF CONSUMERS

© 2009 D. Yu. Ivanov<sup>1</sup>, Ye. V. Kirilina<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University <sup>2</sup>Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress" The paper deals with the competitiveness of industrial enterprises by such a qualitative index as their reputation from the point of view of consumers. A model is also discussed which describes the target function of the enterprise that invests in its reputation.

Reputation, enterprise, competition, competitiveness, model, factor, space rocket engineering.

## Информация об авторах

**Иванов Дмитрий Юрьевич**, зав. лабораторией, к.э.н., доцент; Самарский государственный аэрокосмический университет, кафедра организации производства, e-mail: <u>ssau\_ivanov@mail.ru</u>.

Кирилина Елена Викторовна, ассистент, аспирант кафедры организации производства Самарского государственного аэрокосмического университета; место работы: инженер 1-ой категории ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», e-mail: <u>aspir@samaradom.ru</u>.

**Ivanon Dmitry Yuryevitch**, head of laboratory, candidate of economic science, associate professor, Samara State Aerospace University, departmenr "Organization of production", e-mail: <u>ssau\_ivanov@mail.ru</u>.

**Kirilina Yelena Victorovna**, engineer of the 1<sup>st</sup> category, Samara Space Rocket Centre "TsSKB-Progress", assistant, post-graduate, department "Organization of production", Samara State Aerospace University, e-mail: <u>aspir@samaradom.ru</u>.

#### УДК 658.3 ББК Ц69(2)-5

## «БЕЗОПАСНОСТЬ», «УГРОЗА БЕЗОПАСНОСТИ», «ЧРЕЗВЫЧАЙНАЯ СИТУАЦИЯ»: НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СООТНОШЕНИЯ ПОНЯТИЙ

© 2009 В. В. Пятилетов

Российская академия государственной службы при Президенте РФ

В работе рассмотрены вопросы, связанные с терминологическими аспектами подготовки законодательных документов в области национальной безопасности и предотвращения чрезвычайных ситуаций.

Безопасность, угроза безопасности, чрезвычайная ситуация, государственная политика.

Необходимость исследования теоретических и практических проблем, связанных с формированием и обеспечением безопасности, в последние годы осознана в России достаточно четко, что выразилось и в активизации научных исследований по данной проблеме<sup>1</sup>, и в принятии правовых актов, концептуализирующих государственную политику в соответствующей сфере<sup>2</sup>.

Однако, несмотря на все научные и правотворческие усилия, проблемы, связанные с теорией безопасности, вряд ли можно отнести к числу решенных. Одним из таких «острых» моментов является вопрос о соотношении таких явлений, как «безопасность» и «чрезвычайная ситуация». По данным МЧС России, в 2008 году в Российской Федерации произошло 2146 чрезвычайных ситуаций (ЧС), в том числе 1596 техногенного, 161 природного и 37 биолого-социального характера. В результате произошедших чрезвычайных ситуаций погибло 4441 человек и пострадало 7484 человек<sup>3</sup>. Как отмечалось в Федеральной целевой программе «Снижение рисков и смягчение последствий чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера в Российской Федерации до 2010 г.» (утв. Постановлением Правительства РФ от 6 января 2006 г. № 1), в среднесрочной перспективе кризисы и чрезвычайные ситуации остаются одними из важнейших вызовов стабильному экономическому росту.

В современной литературе сложилась традиция рассмотрения данных явлений с использованием методологии системного подхода<sup>4</sup>. При этом безопасность воспринимается как объект-система, а чрезвычайная ситуация - как фактор внешнего негативного воздействия, посягающий на целостность системы. Отсюда и ставший вполне традиционным вывод о том, что чрезвычайная ситуация есть угроза безопасности. Этой позиции придерживаются, например, авторы курса «Общая теория национальной безопасности»<sup>5</sup>, причем не просто обозначают данную точку зрения, но и предпринимают попытку классифицировать чрезвычайные ситуации в зависимости от их источника и специфики. Об этом же пишет и Г. В. Федулов<sup>6</sup>.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>См., например: Возженников А.В. Национальная безопасность России: Методология комплексного исследования и политика обеспечения. - М, 2002; Герасимов А.П. Теоретико-правовые проблемы становления и развития экономической безопасности российской государственности (методологическое и теоретико-правовое исследование): Дис. ... д-ра юрид. наук. - СПб., 2001; Мугулов Ф.К. Безопасность личности: теоретические и прикладные аспекты социологического анализа. - Сочи, 2003; Общая теория национальной безопасности / Под ред. А.А. Прохожева. - М., 2002; Степашин С. В. Безопасность человека и общества. - СПб., 1994 и др.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> См.: Указ Президента РФ от 17.12.1997 №1300 (ред. от 10.01.2000) «Об утверждении концепции национальной безопасности Российской Федерации» // Российские вести. -1997. - № 239; Доктрина информационной безопасности Российской Федерации (утв. Президентом РФ 09.09.2000 № Пр-1895) // Российская газета. -2000. - №187).

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> См.: http:// <u>www.mchs.gov.ru</u>

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> См., например: Афанасьев В.Г. Системность и общество. - М., 1980. - С. 35, 132.

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup> Общая теория национальной безопасности / Под ред. А.А. Прохожева. - М., 2002. - С. 121.

Несмотря на оправданность подобного подхода к разрешению обозначенной теоретической проблемы, полноценный анализ соотношения рассматриваемых явлений требует обращения к вопросу об определении содержания понятий: «безопасность», «угроза безопасности», «чрезвычайная ситуация».

Легальная дефиниция понятия «безопасность» дается в ст. 1 Закона РФ от 05.03.1992 № 2446-1 «О безопасности»<sup>7</sup> - это состояние защищенности жизненно важных интересов личности, общества и государства от внутренних и внешних угроз.

Вместе с тем, это определение сложно отнести к числу удачных, так как при его формулировании неизвестное определено через другое неизвестное. Для раскрытия содержания термина мы должны определить и такие понятия, как «жизненно важные интересы», «защищенность», «внутренние и внешние угрозы». Тем не менее, ключевое свойство такого явления, как «безопасность», определение отражает, характеризуя его как состояние, то есть некую качественную характеристику общественных отношений.

Необходимо рассмотреть содержание понятия «защищенность». Ведь именно такое состояние общественных отношений и развивающихся в них интересов квалифицируется законодателем как безопасность. Отметим, что проблема защиты права и законных интересов составляет самостоятельное и весьма обширное направление научных исследований<sup>8</sup>. Можно согласиться с теми исследователями, которые говорят о возможности выделения материального и процессуального аспектов защиты права<sup>9</sup>. Исходя из подобной трактовки категории «защита права», можно говорить о состоянии безопасности и в ситуации, когда нарушенные права и законные интересы личности общества и государства восстановлены (состояние материальной или фактической защищенности), и в ситуации, когда уполномоченные лица применяют юридические средства, которые квалифицируются как меры защиты (состояние юридической или процессуальной защищенности).

Необходимо отметить, что законодатель активно пользуется и такими терминами, как «национальная безопасность» и «общественная безопасность», не раскрывая их содержания<sup>10</sup>. Так, под национальной безопасностью Российской Федерации в Концепции<sup>11</sup> понимается безопасность ее многонационального народа как носителя суверенитета и единственного источника власти в Российской Федерации. Термин «общественная безопасность» используется в административном и уголовном законодательстве. КоАП РФ содержит гл. 20 «Административные правонарушения, посягающие на общественный порядок и общественную безопасность». В УК РФ есть раздел IX «Преступления против общественной безопасности и общественного порядка», гл. 24 «Преступления против общественной безопасности», гл. 27 «Преступления против безопасности движения и эксп-

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> См.: Федулов Г.В. Защита населения от чрезвычайных ситуаций в Российской Федерации: конституционно-правовое регулирование: Дис. ... канд. юрид. наук. - М., 2000.-С. 8.

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup> Российская газета. - 1992. - №103.

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup> См., например: Анохин Ю.В. Механизм государственно-правового обеспечения прав и свобод личности (на материалах Российской Федерации): Автореф. дис. ... д-ра юрид. наук. - Саратов, 2007; Илларионова Т.И. Система гражданско-правовых охранительных мер: Дис. ... д-ра юрид. наук. - Свердловск, 1985; Мордовец А..С. Социально-юридический механизм обеспечения прав человека и гражданина. - Саратов, 1996; Федюшин В.Г. Обеспечение и защита правового статуса личности в Российской Федерации (теоретико-правовой аспект): Автореф. дис. ... канд. юрид. наук. - СПБ., 2002. и др.

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup> См., например: Болгова В.В. Формы защиты субъективного права: теоретические проблемы: Автореф. дис. ... канд. юрид. наук. - Уфа, 2000. - С.9.

<sup>&</sup>lt;sup>10</sup> На необходимость устранения данного пробела неоднократно указывалось в литературе. См., например: Комиссаров В.С. Преступления, нарушающие общие правила безопасности (понятие, система, общая характеристика): Дис. ... д-ра юрид. наук. - М., 1997. - С. 24; Кондратов Б.П. Общественная безопасность и административные средства ее обеспечения. - М., 1998. - С.8.

<sup>&</sup>lt;sup>11</sup> Указ Президента РФ от 17.12.1997 №1300 (ред. от 10.01.2000) «Об утверждении концепции национальной безопасности Российской Федерации» // Российские вести. - 1997.- №239.

луатация транспорта», гл. 29 «Преступления против основ конституционного строя и безопасности государства», гл. 34 «Преступления против мира и безопасности человечества». Имеются в законодательстве упоминания категории «безопасность» и в других смысловых аспектах<sup>12</sup>.

Принимая во внимание факт многоаспектности термина «безопасность», все же лучше пользоваться родовой дефиницией, о которой речь шла выше.

Одной из смысловых характеристик общественного состояния, которое законодатель именует «безопасность», является понятие «защищенность от угроз». Несмотря на теоретическую и практическую значимость категории «угроза», ни в отечественной, ни в зарубежной научной литературе не выработано единого подхода к этому понятию. Анализ существующих определений понятия «угроза» свидетельствует, что в каждом из них так или иначе отражен процесс нанесения вреда в качестве ущерба, опасности, посягательства, помехи, негативного воздействия и т. п.

В законе Российской Федерации «О безопасности»<sup>13</sup> дается следующее определение угрозы:

«Угроза безопасности» - совокупность условий и факторов, создающих опасность жизненно важным интересам личности, общества и государства.

Как видно, определение понятия раскрывается через три категории:

«Условие» - то, от чего зависит нечто другое $^{14}$ .

«Фактор» - причина, движущая сила какого-либо процесса, явления, определяющая его характер или отдельные его черты<sup>15</sup>. «Опасность» - способность причинить какой-либо вред, несчастье; возможность чего-либо опасного, какого-нибудь несчастья, вреда<sup>16</sup>.

В методологии, принятой МЧС, наоборот, опасность определяется через угрозу: «Опасность в чрезвычайной ситуации - состояние, при котором создалась или вероятна угроза возникновения поражающих факторов и воздействий источника чрезвычайной ситуации на население, объекты народного хозяйства и окружающую природную среду в зоне чрезвычайной ситуации»<sup>17</sup>. Следует согласиться с высказанным в литературе мнением о том, что различные терминологические модификации вносят дополнительные сложности в неустоявшийся понятийный аппарат и не вносят ясности в существо проблемы<sup>18</sup>. В связи с этим определение угрозы через опасность вполне самодостаточно и универсально для любых видов безопасности.

С учетом того, что законодатель говорит о безопасности в контексте теории интереса, видимо, можно говорить о том, что угрозами безопасности являются юридические и фактические обстоятельства, которые препятствуют или могут препятствовать осуществлению охраняемого интереса.

И, наконец, категория «чрезвычайная ситуация» раскрывается в ст. 1 Федерального закона от 21 декабря 1994 года № 68-ФЗ «О защите населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера»<sup>19</sup>: чрезвычайная ситуация это обстановка на определенной территории, сложившаяся в результате аварии, опасного природного явления, катастрофы, стихийного или иного бедствия, которые могут повлечь

<sup>&</sup>lt;sup>12</sup> ФЗ от 02.01.2000 № 29-ФЗ «О качестве и безопасности пищевых продуктов» // Собрание законодательства РФ. - 2000. - № 2. - Ст. 150; ФЗ от 03.04.1995 № 40-ФЗ «О федеральной службе безопасности» // Собрание законодательства РФ. - 1995. - №15. - Ст. 1269; ФЗ от 21.12.1994 №69-ФЗ «О пожарной безопасности» // Собрание законодательства РФ. - 1994. - №35. - Ст. 3649 и др.

<sup>&</sup>lt;sup>13</sup> Ведомости СНД и ВС РФ. - 1992. - № 15. - Ст. 769.

<sup>&</sup>lt;sup>14</sup> Философский энциклопедический словарь. - М., 1983. - С. 707.

<sup>&</sup>lt;sup>15</sup> Большой энциклопедический словарь. - М, 1998. - С. 1263.

<sup>&</sup>lt;sup>16</sup> Словарь современного русского литературного языка. - М, 1959. - Т.8. - С. 882.

<sup>&</sup>lt;sup>17</sup> ΓΟСТ P.22.0.02-94.

<sup>&</sup>lt;sup>18</sup> Общая теория национальной безопасности / Под ред. А.А. Прохожева. - М., 2002. - С.118.

или повлекли за собой человеческие жертвы, ущерб здоровью людей или окружающей среде, значительные материальные потери и нарушение условий жизнедеятельности людей.

Из данного определения можно выделить квалифицирующие признаки чрезвычайной ситуации, а именно:

- причину - опасное природное явление, катастрофу, стихийные или иные бедствия;

- последствия - наличие человеческих жертв, причинение ущерба здоровью людей или окружающей среде, значительные материальные потери.

Используя термин «обстановка на определенной территории», законодатель, как представляется, подчеркивает: 1) объективность событий и их последствий, существующих вне зависимости от воли и сознания субъектов общественных отношений; 2) определенную временную «ограниченность» явления - обстановка возникает после события и существует до момента, который можно квалифицировать как «ликвидация чрезвычайной ситуации».

Законодательство Самарской области полностью воспроизводит данное определение, используя при этом весьма оригинальный юридико-технический прием. Так, в соответствии со ст. 1 Закона Самарской области от 9 декабря 2005 года № 219-ГД «О защите населения и территорий Самарской области от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера»<sup>20</sup> понятия и термины, используемые в настоящем Законе, применяются в том значении, в котором они определены Федеральным законом «О защите населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера». Фактически региональный законодатель не воспользовался возможностью усовершенствовать рассматриваемое определение, хотя необходимость в этом есть.

В частности, можно отметить определенную непоследовательность законодателя. Так, в Федеральном законе от 21 декабря 1994 года одной из причин чрезвычайной ситуации названа авария. Согласно ГОСТ Р.22.0.05-94 «Безопасность в чрезвычайных ситуациях. Техногенные чрезвычайные ситуации. Термины и определения» авария представляет собой лишь одну из разновидностей техногенной чрезвычайной ситуации<sup>21</sup>. В соответствии с Федеральным законом от 9 января 1996 г. № 3-ФЗ «О радиационной безопасности населения»<sup>22</sup> радиационной аварией является потеря управления источником ионизирующего излучения, вызванная неисправностью оборудования, неправильными действиями работников (персонала), стихийными бедствиями или иными причинами, которые могли привести либо привели к облучению людей выше установленных норм или к радиоактивному загрязнению окружающей среды.

Рассматриваемая нами легальная дефиниция не учитывает и возможность наступления биолого-социальной чрезвычайной ситуации (заболевания, случаи регистрации утонувших и т.д.)<sup>23</sup>.

Федеральный законодатель предусмотрел некие оценочные характеристики, с помощью которых событие квалифицируется как причина чрезвычайной ситуации - наличие человеческих жертв, причинение ущерба здоровью людей или окружающей среде, значительные материальные потери. Однако говорить о «свободе административного усмотрения» в данном случае не приходится. Постановление Правительства РФ от 21 мая 2007 г. № 304 «О классификации чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера» устанавливает определенные минимальные параметры последствий события, которые могут быть квалифицированы как

<sup>19</sup> Собрание законодательства РФ. - 1994. - №35. - Ст. 3648.

<sup>&</sup>lt;sup>20</sup> См.: ИПС «КонсультантПлюс», 2009.

<sup>&</sup>lt;sup>21</sup> К числу техногенных чрезвычайных ситуаций ГОСТ относит пожары и взрывы, опасные происшествия на транспорте, промышленные аварии и катастрофы.

<sup>22</sup> Собрание законодательства РФ. - 1996. - №3. - Ст. 141.

<sup>&</sup>lt;sup>23</sup> Биолого-социальные чрезвычайные ситуации регулярно прогнозируются структурными подразделениями МЧС России. См., например: Краткосрочный недельный прогноз возникновения и развития ЧС на территории Приволжского региона с 11 по 17 июня 2009 г. // См.: http:// www.mchs.gov.ru

чрезвычайная ситуация: количество людей, погибших или получивших ущерб здоровью, составляет не более 10 человек, либо размер ущерба окружающей природной среде и материальных потерь составляет не более 100 тыс. рублей<sup>24</sup>.

Нужно сказать, что подобная «параметрическая структура» чрезвычайной ситуации отслеживается подразделениями МЧС России весьма внимательно, и в итоговой статистической отчетности отмечаются «чрезвычайные ситуации» и «происшествия»<sup>25</sup> как самостоятельные события.

Не случайно, например, в литературе отмечается, что легальная дефиниция «чрезвычайной ситуации» полностью ориентирована на цели и задачи государственных и иных органов, которые по своей компетенции призваны преодолевать последствия чрезвычайных ситуаций. Но «для конкретного человека чрезвычайной ситуацией может быть и дорожно-транспортное происшествие, ограбление квартиры или его лично, насилие над ним в лифте и т.п.»<sup>26</sup>.

При подготовке работы был проведен опрос 100 человек методом случайной выборки. Для ответа опрошенным был предложен один вопрос: «Назовите событие, которое, на ваш взгляд, можно квалифицировать как чрезвычайную ситуацию?». 75 % опрошенных назвали события природного или техногенного характера, которые отечественный законодатель квалифицирует как причины чрезвычайных ситуаций. 25 % респондентов называли события, которые «чрезвычайны» лишь в индивидуальном плане - потеря работы, болезнь близких или самого опрошенного, финансовый кризис, поломка автомобиля и т. д.

В индивидуальном плане чрезвычайная ситуация для человека - это процесс возникновения в течение короткого периода времени экстремальных условий, преодоление которых требует высокого персонального порога (уровня) физической, физиологической, психической, моральной адаптированности.

Проблема индивидуального, личностного восприятия чрезвычайных ситуаций, проецируемого на общественное или групповое сознание как фактора, определяющего политику в области безопасности в целом, и как фактора, определяющего уровень социально-политической напряженности в частности, нуждается в самостоятельной разработке.

Сделаем некоторые выводы.

Проведенный анализ легальных дефиниций, содержащихся в действующих российских нормативных актах, показал:

1) термины «безопасность» и «чрезвычайная ситуация» используются законодателем для обозначения определенных состояний общественных отношений.

При этом под безопасностью понимается качественная характеристика общественных связей, при которой жизненно важные интересы личности, общества и государства реализованы либо созданы все условия для их фактической реализации.

Под чрезвычайной ситуацией понимается фактическое состояние общественных отношений, возникающее после определенных в законе событий.

По своему содержанию явления, обозначаемые в законодательстве как «безопасность» и «чрезвычайная ситуация», относятся к различным характеристикам общественной жизни и в силу этого не могут оцениваться в категориях «фактор» и «следствие». В этой связи чрезвычайная ситуация как обстановка не исключает состояния защищенности жизненно важных интересов (безопасности) при условии, что лица, уполномоченные принимать меры по ликвидации ЧС, исполняют возложенные на них законом обязанности;

2) необходимо исследовать «чрезвычайные ситуации» как систему, предполагающую

<sup>&</sup>lt;sup>24</sup> ИПС «КонсультантПлюс», 2009.

<sup>&</sup>lt;sup>25</sup> См.: http:// <u>www.mchs.gov.ru</u>

<sup>&</sup>lt;sup>26</sup> См.: Провоторов В.Д. Понятие о чрезвычайной ситуации и безопасности личности // http:// www. sir35.narod.ru

сочетание как фактических, так и правовых явлений для уяснения видового разнообразия общественных связей, могущих возникать в такой обстановке, и для определения влияния таких связей на состояние безопасности. В частности, в структуре чрезвычайной ситуации можно выделять ее причины, последствия, действия по ликвидации. По всей видимости, отдельные элементы чрезвычайной ситуации можно квалифицировать как угрозы безопасности; 3) технико-правовой уровень исследования соотношения категорий «безопасность» и «чрезвычайная ситуация» не должен восприниматься как единственно возможный, терминология, используемая в методологии МЧС, как исчерпывающая объемы соответствующих понятий. Необходимо исследовать индивидуальные уровни восприятия чрезвычайных ситуаций для уяснения их влияния на социально-политическую ситуацию как в стране в целом, так и в отдельных регионах.

## "SECURITY", "THREAT TO SECURITY", "EMERGENCY": SOME PROBLEMS OF RELATIONSHIP BETWEEN THE CONCEPTS

## © 2009 V. V. Pyatiletov

## Russian Academy of Public Service under the auspices of the President of the Russian Federation

The paper deals with issues related to terminological aspects of preparing legislative documents in the area of national security and prevention of emergencies.

Security, threat to security, emergency, state policy.

## Информация об авторе

**Пятилетов Вадим Васильевич**, аспирант кафедры национальной безопасности Российской академии государственной службы при Президенте РФ, телефон: (495) 436 09 30. Область научных интересов: государственная политика в сфере безопасности, теория национальной безопасности.

**Pyatiletov Vadim Vasilyevitch**, post-graduate student of the national security department of the Russian Academy of Public Service under the auspices of the President of the Russian Federation, tel: (495) 436 09 30. Area of research: state policy in the sphere of security, theory of national security.

## ВЕСТНИК САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА имени академика С. П. КОРОЛЁВА

№ 1 (17)

## 2009

Корректор **Карпова Л. М.** Компьютерная вёрстка **Коломиец В. В.** Переводчик **Безрукова Е. И.** Технолог **Никонов В. В.** 

Каталожная цена: 500 руб.

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная. Тираж 200. Заказ 31.

Отпечатано в ОГБ НИР Самарского государственного аэрокосмического университета 443086, Самара, Московское шоссе, 34

## Правила оформления статей для журнала «Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва»

1. Статья представляется в двух экземплярах, распечатанных на лазерном принтере на одной стороне бумаги в режиме качественной печати, а также в электронном виде на отдельном носителе ответственному секретарю редакционной коллегии журнала Прохорову Александру Георгиевичу по адресу: 443086, Самара, Московское шоссе, 34, 212а – 3А, тел.: (846) 267 48 41, электронная почта: vest@ssau.ru.

2. Текст статьи представляется в формате Microsoft Word на дискетах, CD или DVD. Объём статьи - до 10 страниц формата A4. Имя файла определяется по фамилии первого автора: фамилия.doc. Поля - по 2 см с каждой стороны, текст - кегль 12, одинарный междустрочный интервал. Выравнивание: по ширине страницы. Шрифты - Times New Roman, Symbol. Отступ первой строки абзаца - 1 см. Страницы должны быть пронумерованы.

Замена буквы «ё» на букву «е» недопустима. Написание в тексте буквы «ё» является обязательным.

3. Допускается наличие рисунков, формул и таблиц по тексту.

Рисунки могут быть созданы средствами Microsoft Word/Excel или в форматах JPEG, GIF, TIFF, PNG. Подпись к рисунку начинается со слова «Рис.» и номера по порядку, подпись располагается снизу, выравнивание – по центру. Для ссылки по тексту статьи на рисунок 1 следует использовать сокращение: рис. 1.

Для математических выражений и формул следует использовать Microsoft Equation 3.0 и буквы латинского (*Times New Roman, курсив, размер 12*) и греческого (*Symbol, курсив, размер 12*) алфавитов. Формулы, на которые в статье делаются ссылки, следует печатать с новой строки, при этом формулы нумеруются в порядке следования по тексту статьи. Номер формулы и ссылка на неё в тексте обозначается числом в круглых скобках: (1), (2), (3). Длина формулы на строке строго ограничена – до 80 мм (допускается перенос на следующие строки).

Заголовок таблицы начинается со слова «Таблица» и её номера по порядку, заголовок размещается сверху, выравнивание – по левому краю. Для ссылки по тексту статьи на таблицу 1 следует использовать сокращение: табл. 1.

4. Библиографический список оформляется отдельным разделом в конце статьи, при этом литературные источники располагаются в порядке их использования по тексту статьи в виде нумерованного списка, и оформляется в соответствии с действующим ГОСТ.

5. К тексту статьи прилагается направление организации (если авторы не являются сотрудниками СГАУ), рецензия специалиста по научному направлению статьи (не являющегося сотрудником подразделения, где работают авторы), акт экспертизы, информация об авторах для опубликования в журнале. На отдельной странице указываются сведения об авторах для служебного пользования: фамилия, имя, отчество, должность, учёная степень, учёное звание, место работы, служебный и домашний адреса, телефон, электронная почта. Статья должна быть подписана всеми авторами.

6. Статьи, не отвечающие перечисленным требованиям, к рассмотрению не принимаются. Рукописи и сопроводительные документы не возвращаются. Датой поступления рукописи считается день получения редакцией окончательного текста.

7. Плата с аспирантов за публикацию рукописей не взимается.

## Образец оформления

УДК 536.04

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ СЛОЖНОЙ ЗАМКНУТОЙ СТРУКТУРЫ НА БОРТУ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ

© 2006 Г. П. Аншаков<sup>1</sup>, В. В. Бирюк<sup>2</sup>, В. В. Васильев<sup>2</sup>, В. В. Никонов<sup>2</sup>, В. В. Салмин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» <sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет

(аннотация статьи объёмом 50...150 слов, кегль: 10)

(ключевые слова объёмом 8-12 слов, кегль: 10, начертание: курсив)

(текст статьи)

(библиографический список)

(информация об авторах для опубликования: фамилия, имя, отчество, учёная степень, учёное звание, должность, место работы, электронная почта, область научных интересов - до 10 слов)

## THERMAL FIELDS SIMULATING OF COMPLEX CLOSED STRUCTURE ABOARD RESEARCH SPACE LABORATORY

© 2006 G. P. Anshakov<sup>1</sup>, V. V. Biruk<sup>2</sup>, V. V. Vasiliev<sup>2</sup>, V. V. Nikonov<sup>2</sup>, V. V. Salmin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>«Progress» Design Bureau <sup>2</sup>Samara State Aerospace University

(аннотация статьи - на английском языке)

(ключевые слова - на английском языке)

(библиографический список - на английском языке)

(информация об авторах - на английском языке)