

ISSN 1998-6629

# ВЕСТНИК

САМАРСКОГО  
ГОСУДАРСТВЕННОГО  
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО  
УНИВЕРСИТЕТА  
имени академика С. П. КОРОЛЁВА  
(национального исследовательского  
университета)

№ 2 (40)

2013

ВЕСТНИК  
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО  
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА  
имени академика С. П. КОРОЛЁВА  
(национального исследовательского университета)

№ 2 (40)

2013

*Главный редактор*

Шахматов Е. В., д.т.н., профессор

*Заместители главного редактора*

Балакин В. Л., д.т.н., профессор, Прокофьев А. Б., д.т.н., профессор

*Ответственный секретарь*

Прохоров А. Г., к.т.н., доцент

*Редакционная коллегия*

Астафьев В. И., д.ф.-м.н., профессор	Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор
Балакин В. Л., д.т.н., профессор	Лукачёв С. В., д.т.н., профессор
Богатырёв В. Д., д.э.н., профессор	Меркулова Л. П., д.п.н., профессор
Казанский Н. Л., д.ф.-м.н., профессор	Михеев В. А., д.т.н., профессор
Комаров В. А., д.т.н., профессор	Пиганов М. Н., д.т.н., профессор
Коптев А. Н., д.т.н., профессор	Прохоров С. А., д.т.н., профессор
	Фалалеев С. В., д.т.н., профессор

*Председатель редакционного совета*

Сойфер В. А., член-корр. РАН

*Редакционный совет*

Аншаков Г. П., член-корр. РАН	Гречников Ф. В., член-корр. РАН
Барвинок В. А., член-корр. РАН	Кирилин А. Н., д.т.н., профессор
	Шорин В. П., академик РАН

Журнал входит в утверждённый ВАК Минобрнауки РФ Перечень российских рецензируемых научных журналов, 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: [vest@ssau.ru](mailto:vest@ssau.ru)

## СОДЕРЖАНИЕ

---

### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

- ИССЛЕДОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДМТ  
С ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ СТЕПЕНЬЮ РАСШИРЕНИЯ СОПЛА  $\bar{F}_a = 200$**   
*Ю. И. Агеенко, В. Е. Нигодюк, В. В. Рыжков,  
А. В. Сулинов, С. А. Шустов* 9
- РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЛГОРИТМА ПОЛЁТНОЙ  
ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ  
АППАРАТУРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ  
ПО ЗВЁЗДАМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА**  
*В. В. Каменский, В. Ф. Петрищев* 20
- СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ТЕОРИИ И ПРАКТИКИ КОНТРОЛЯ  
МОНТАЖЕЙ И ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОГО  
ОБОРУДОВАНИЯ СБОРОЧНО-ЗАЩИТНЫХ БЛОКОВ  
РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СРЕДНЕГО КЛАССА**  
*А. Н. Коптев, А. А. Гуляев* 26
- МЕТОДИКА РАСЧЁТА СОБСТВЕННОЙ ЁМКОСТИ ПЛОСКИХ  
ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**  
*Н. Д. Сёмкин, В. В. Брагин, Р. А. Помельников, В. Л. Балакин* 32
- НАСТРОЙКА ПНЕВМОПРИВОДА НАЗЕМНОЙ КАТАПУЛЬТЫ  
НА ПОСТОЯННЫЙ ЗАКОН ТЯГОВОГО УСИЛИЯ**  
*В. А. Середа* 40
- ОБОСНОВАНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ  
ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА ПРИ МНОГОЦЕЛЕВОМ ПРИМЕНЕНИИ  
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РЕСУРСНЫХ И ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**  
*П. А. Фомичёв, В. И. Клецов* 46
- ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ПРИСТЕНКА  
В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА  
НА САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА**  
*С. А. Шустов* 54
- АНАЛИЗ ПОГРЕШНОСТЕЙ МЕТОДА УНОСА МАСС ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ  
ПРОФИЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ  
ПОТОКОВ**  
*С. А. Шустов* 61
- 
- МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА**
- 
- ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТИ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН  
В АЛЮМИНИЕВОМ СПЛАВЕ АК6 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ХАРАКТЕРИСТИК  
НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ В ОБЛАСТИ ИХ РАСПРОСТРАНЕНИЯ**  
*И. П. Аустов, К. А. Вансович, А. Н. Крючков* 68

<b>УСТОЙЧИВОСТЬ ЗАКРУЧЕННЫХ ПОТОКОВ С ГРАДИЕНТОМ ПЛОТНОСТИ</b>	
<i>Д. А. Анчиков, В. А. Гусев, И. П. Завершинский, В. Г. Макарян, С. С. Сугак</i>	77
<b>ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАРИКОВОГО РАДИАЛЬНО-УПОРНОГО ПОДШИПНИКА НА ЖЁСТКОСТЬ ОПОР РОТОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b>	
<i>В. Б. Балякин, Е. П. Жильников, И. С. Барманов</i>	85
<b>ИДЕНТИФИКАЦИЯ КРИТЕРИАЛЬНОГО УРАВНЕНИЯ ТЕПЛОТДАЧИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ ПРИ ОХЛАЖДЕНИИ АЛЮМИНИЕВЫХ СЛИТКОВ</b>	
<i>А. С. Горшенин, В. Е. Кривошеев</i>	93
<b>ИСПЫТАНИЯ НАСОСНО-КОМПРЕССОРНЫХ ТРУБ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА 1953Т1 С ИЗНОСОСТОЙКИМИ РЕЗЬБОВЫМИ ПОКРЫТИЯМИ</b>	
<i>А. В. Иванова</i>	98
<b>ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВАТЕЛЯ МИНИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ</b>	
<i>В. А. Медникова</i>	103
<b>МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРУБОПРОВОДНОЙ СИСТЕМЫ С УЧЁТОМ КОМПЛЕКСНОЙ ВЗАИМОСВЯЗИ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ С ПРОЧНОСТНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ</b>	
<i>Т. Б. Миронова, А. Б. Прокофьев, Л. В. Родионов</i>	113
<b>ХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ГАЗОВ</b>	
<i>А. А. Новиков, Н. А. Ершихин</i>	122
<b>ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МЕЛКОСЛОИСТОЙ СРЕДЫ</b>	
<i>Н. С. Рапилбекова</i>	127
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ СХЕМ И МЕТОДОВ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОЧИСТКИ АГРЕГАТОВ ГИДРОТОПЛИВНЫХ СИСТЕМ</b>	
<i>В. И. Санчугов, В. М. Решетов</i>	132
<b>СКОРОСТЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ И ИОНИЗАЦИЯ ПЛАМЕНИ ПРИ СЖИГАНИИ БЕНЗИНА И МЕТАНА С ДОБАВКОЙ ВОДОРОДА</b>	
<i>А. П. Шайкин, П. В. Ивашин, И. Р. Галиев</i>	140
<hr/> <b>ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ</b>	
<b>ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ЁМКОСТИ ДАТЧИКА В УНИФИЦИРОВАННЫЕ СИГНАЛЫ СО СТРУКТУРНОЙ И ВРЕМЕННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТЬЮ</b>	
<i>П. И. Артамонов</i>	149

<b>ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА</b> <i>Е. Ю. Барышев, Н. Д. Сёмкин, К. Е. Воронов</i>	154
<b>МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ЛУННОЙ ПЫЛИ И МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ПОТОКОВ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ ПЫЛИ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ</b> <i>Н. Д. Сёмкин, А. С. Видманов</i>	164
<b>МЕХАНИЗМЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЗАРЯЖЕННОЙ МИКРОЧАСТИЦЫ С ЗАРЯДНЫМ ЭЛЕКТРОДОМ ИНЖЕКТОРА И МИШЕНЬЮ МАСС-СПЕКТРОМЕТРА</b> <i>Н. Д. Сёмкин, А. С. Видманов, В. В. Брагин</i>	178
<hr/> <b>УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА</b> <hr/>	
<b>К ВОПРОСУ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАЗБИЕНИЯ В СЕТОЧНЫХ ЗАДАЧАХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОЦЕНОК ОБУСЛОВЛЕННОСТИ</b> <i>Е. В. Авдеев, В. А. Фурсов</i>	187
<b>МЕТОД КОНФОКАЛЬНОЙ ЛАЗЕРНОЙ ФЛУОРЕСЦЕНТНОЙ МИКРОСКОПИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ КЛЕТОК КОСТНОГО МОЗГА</b> <i>В. П. Захаров, Л. Т. Волова, П. Е. Тимченко, Е. В. Тимченко, В. В. Болтовская, В. В. Россинская</i>	194
<b>ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ФОРМИРОВАНИЯ КАТАЛИТИЧЕСКОЙ МАСКИ ВО ВНЕЭЛЕКТРОДНОЙ ПЛАЗМЕ</b> <i>В. А. Колпаков, А. А. Бонячук</i>	201
<b>ФОРМИРОВАНИЕ СВЕТОВЫХ ШАРОВ НА ОСНОВЕ ВСТРЕЧНОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ОСТРОСФОКУСИРОВАННЫХ ПУЧКОВ С РАЗЛИЧНОЙ ПОЛЯРИЗАЦИЕЙ</b> <i>С. Н. Хонина, А. В. Устинов</i>	208
<hr/> <b>ЭКОНОМИКА И ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ</b> <hr/>	
<b>ВКЛАД ВСЕСОЮЗНОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ОСВОЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА (1950-1980 гг.)</b> <i>Н. Ф. Банникова</i>	225
<b>МОДЕЛЬ ЭКОНОМИЧЕСКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АВИАПЕРЕВОЗЧИКА И АЭРОПОРТОВЫХ СТРУКТУР</b> <i>Б. А. Титов, С. А. Кропивенцева</i>	235
<b>КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ДЛИТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАЦИИ «ЗАПРАВКА ВОЗДУШНОГО СУДНА ТОПЛИВОМ»</b> <i>Б. А. Титов, С. А. Кропивенцева</i>	243

## CONTENTS

---

---

### AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

---

- INVESTIGATION OF ENERGY PARAMETERS OF SMALL-THRUST LIQUID ROCKET ENGINES WITH THE GEOMETRIC EXPANSION RATIO OF THE NOZZLE  $\bar{F}_a = 200$**   
*Y. I. Ageenko, V. E. Nigodyuk, V. V. Ryzhkov,  
A. V. Sulinov, S.A. Shustov* 9
- RESULTS OF SIMULATING AN ALGORITHM OF FLIGHT PHOTOGRAMMETRIC CALIBRATION OF ELECTROOPTICAL EQUIPMENT FOR STELLAR EARTH REMOTE SENSING USING THE KALMAN FILTER**  
*V. V. Kamensky, V. F. Petrishchev* 20
- CURRENT STATE OF THE THEORY AND PRACTICE OF CIRCUIT WIRING CONTROL AND TESTING OF THE AVIONICS OF ROCKET FAIRINGS OF MIDDLE-CLASS LAUNCH VEHICLES**  
*A. N. Koptev, A. A. Gulyaev* 26
- METHOD OF CALCULATING SELF-CAPACITANCE IN PLANAR STRUCTURAL ELEMENTS OF A SPACECRAFT**  
*N. D. Syomkin, V. V. Bragin, R. A. Pomelnikov, V. L. Balakin* 32
- ADJUSTMENT OF THE PNEUMATIC DRIVE OF A GROUND CATAPULT TO THE PERMANENT LAW OF TRACTIVE FORCE**  
*V. A. Sereda* 40
- ASSURING THE DURABILITY OF TRANSPORT AIRCRAFT STRUCTURE IN MULTIPURPOSE USE BASED ON THE RESULTS OF ENDURANCE AND FLIGHT TESTS**  
*P. A. Fomichev, V. I. Kleptsov* 46
- EXPERIMENTAL RESEARCH OF WALL BOUNDARY FLOW FORMATION IN THE COMBUSTION CHAMBER OF A SMALL GAS GENERATOR WITH SELF-IGNITING FUEL COMPONENTS**  
*S. A. Shustov* 54
- ANALYSIS OF ABLATION PROCESS METHOD ERRORS FOR THE DEFINITION OF THE TEMPERATURE PROFILE OF HIGH-TEMPERATURE GAS FLOWS**  
*S. A. Shustov* 61
- 
- ### MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES
- 
- RESEARCH OF GROWTH RATE OF FATIGUE CRACKS IN ALUMINUM AK6 ALLOY DEPENDING ON TENSION CHARACTERISTICS IN THE FIELD OF THEIR PROGRESS**  
*I. P. Aistov, K. A. Vansovich, A. N. Kruchkov* 68

<b>STABILITY OF SWIRL FLOWS WITH RADIAL DENSITY GRADIENT</b> <i>D. A. Anchikov, V. A. Gusev, I. P. Zavershinskii, V. G. Makaryan, S. S. Sugak</i>	77
<b>THE INFLUENCE OF DESIGN AND PERFORMANCE PARAMETERS OF AN ANGULAR BALL BEARING ON THE STIFFNESS OF GAS TURBINE ENGINE ROTOR SUPPORTS</b> <i>V. B. Balyakin, E. P. Zhilnikov, I. S. Barmanov</i>	85
<b>AGREEMENT BETWEEN CRITERIAL EQUATIONS OF HEAT TRANSFER IN THE PROCESS OF COOLING ALUMINIUM INGOTS AND EXPERIMENTAL DATA</b> <i>A. S. Gorshenin, V. E. Krivosheev</i>	93
<b>TESTS OF TUBING MADE OF ALUMINUM ALLOY 1953T1 WITH WEAR-RESISTANT THREAD-LINED COATS</b> <i>A. V. Ivanova</i>	98
<b>OPTIMAL DESIGN OF AN INDUCTION HEATER OF MINIMUM LENGTH</b> <i>V. A. Mednikova</i>	103
<b>METHOD OF PIPELINE SYSTEM DESIGNING TAKING INTO ACCOUNT COMPLEX INTERACTION OF STATIC AND DYNAMIC PROCESSES WITH STRENGTH CHARACTERISTICS</b> <i>T. B. Mironova, A. B. Prokofiev, L. V. Rodionov</i>	113
<b>CHEMICAL GAS SOURCES</b> <i>A. A. Novikov, N. A. Ershikhin</i>	122
<b>THERMOPHYSICAL PROPERTIES OF MULTILAYERED STRUCTURES</b> <i>N. S. Rapilbekova</i>	127
<b>ANALYSIS OF SCHEMES AND METHODS OF HYDRODYNAMIC CLEANING OF HYDRO-FUEL SYSTEM UNITS</b> <i>V. I. Sanchugov, V. M. Reshetov</i>	132
<b>FLAME PROPAGATION VELOCITY AND IONIZATION IN BURNING GASOLINE AND METHANE WITH ADDITION OF HYDROGEN</b> <i>A. P. Shaykin, P. V. Ivashin, I. R. Galiev</i>	140

**ELECTRONICS, MEASURING DEVICES,  
RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATION**

---

<b>CONVERTING SENSOR CAPACITY INTO STANDARDIZED SIGNALS WITH STRUCTURAL AND TIME REDUNDANCY</b> <i>P. I. Artamonov</i>	149
---	-----

<b>EXPERIMENTAL SIMULATION OF REGISTRATION OF OUTER SPACE OBJECTS</b>	
<i>Ye. Yu. Baryshev, N. D. Syomkin, K. Ye. Voronov</i>	154
<b>MODELS OF LUNAR DUST MOTION DYNAMICS AND METHODS OF PRODUCING STREAMS OF CHARGED DUST PARTICLES IN A LABORATORY ENVIRONMENT</b>	
<i>N. D. Syomkin., A. S. Vidmanov</i>	164
<b>MECHANISMS OF INTERACTION OF CHARGED MICROPARTICLES WITH THE DISCHARGE ELECTRODE OF THE INJECTOR AND THE MASS SPECTROMETER TARGET</b>	
<i>N. D. Syomkin, A. S. Vidmanov, V. V. Bragin</i>	178
<b>CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE</b>	
<hr/>	
<b>CHOICE OF PARAMETERS OF MESHING USING ESTIMATES OF CONDITIONALITY</b>	
<i>E. V. Avdeev, V. A. Fursov</i>	187
<b>METHOD OF CONFOCAL LASER FLUORESCENCE MICROSCOPY FOR THE CONTROL OF BONE MARROW CELLS</b>	
<i>V. P. Zakharov, L. T. Volova, P. E. Timchenko, E. V. Timchenko, V. V. Boltovskaya, V. V. Rossinskaya</i>	194
<b>SOFTWARE FOR INVESTIGATING THE PROCESS OF CATALYTICAL MASKING LAYER FORMATION</b>	
<i>V. A. Kolpakov, A. A. Bonyachuk</i>	201
<b>FORMATION OF LIGHT BALLS ON THE BASIS OF INTERFERENCE OF ONCOMING FINE-FOCUSED BEAMS WITH DIFFERENT POLARIZATIONS</b>	
<i>S. N. Khonina, A. V. Ustinov</i>	208
<b>ECONOMICS AND HUMANITIES</b>	
<hr/>	
<b>CONTRIBUTION OF THE ALL-RUSSIAN RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION MATERIALS TO SPACE EXPLORATION (1950-1980)</b>	
<i>N. F. Bannikova</i>	225
<b>MODEL OF ECONOMIC COOPERATION BETWEEN AN AIR CARRIER AND AIRPORT STRUCTURES</b>	
<i>B. A. Titov, S. A. Kropiventseva</i>	235
<b>QUANTITATIVE ASSESSMENT OF THE DURATION OF «AIRCRAFT REFUELING» OPERATION</b>	
<i>B. A. Titov, S. A. Kropiventseva</i>	243



УДК 621.453

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДМТ С ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ СТЕПЕНЬЮ РАСШИРЕНИЯ СОПЛА $\bar{F}_a = 200$

© 2013 Ю. И. Агеенко<sup>1</sup>, В. Е. Нигодюк<sup>2</sup>,  
В. В. Рыжков<sup>2</sup>, А. В. Сулинов<sup>2</sup>, С. А. Шустов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>«КБХиммаш имени А.М. Исаева» – филиал ФГУП «ГКНПЦ  
имени М.В. Хруничева»

<sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Проведены теоретические и экспериментальные исследования по определению энергетических параметров на примере ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте 50 Н на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$ .

*Жидкостный ракетный двигатель малой тяги, термовакуумный огневой стенд, энергетические параметры, геометрическая степень расширения сопла, удельный импульс тяги, тяговый комплекс.*

В настоящее время в качестве исполнительных органов систем управления космическими аппаратами (КА) широко используются двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) на самовоспламеняющихся компонентах топлива. В качестве горючего в двигателях используется несимметричный диметилгидразин (НДМГ) или монометилгидразин (ММГ), в качестве окислителя – азотный тетраоксид (АТ). Так, например, пилотируемый КА «Союз ТМ» оснащён 28 жидкостными ракетными двигателями малой тяги.

Значения удельного импульса тяги, расходного комплекса, тягового комплекса в широком диапазоне изменения определяющих режимных параметров современных ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива далеки от термодинамических их показателей, поэтому сохраняется актуальность задачи повышения удельных параметров двигателей для улучшения энергомассовых параметров КА.

Повышение энергетических параметров современных ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива возможно по следующим основным направлениям [1-6]:

а) в системах смесеобразования (смесительных элементах), прежде всего, за счёт организации жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющихся компонентов топлива;

б) в камере сгорания путём интенсификации процессов преобразования промежуточных продуктов жидкофазного взаимодействия, газофазного смешения, организации внутреннего охлаждения, в частности с помощью жидкофазных промежуточных продуктов взаимодействия компонентов;

в) в конструкции ЖРДМТ использование жаропрочных материалов и повышение полноты сгорания компонентов топлива за счёт увеличения приведённой длины камеры сгорания;

г) в соплах за счёт оптимизации геометрического контура дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла Лавалья.

Одним из доступных путей повышения энергетических параметров ЖРДМТ без изменения конструкции смесительной головки и камеры сгорания является увеличение геометрической степени расширения сопла Лавалья, несмотря на некоторое увеличение массы и габаритов двигателя.

Не проводя в настоящей статье анализа состояния проблемы, следует отметить, что в большинстве зарубежных двигателей малой тяги, особенно двухкомпонентных, уже используют сопла с геометрическими степенями расширения в диапазоне  $\bar{F}_a = 150 \dots 300$  [7]. Это, как правило, относится к разработкам ЖРДМТ начала 2000-х годов. Но и модернизированные двигатели (даже серии R-4D) компании Boeing (ранее Kaiser Marquardt), которые в качестве конструкционного материала камеры сгорания и сопла используют сплавы на основе ниобия, имеют геометрическую степень расширения сопла  $\bar{F}_a = 164$ . Двигатели компании Northrop Grumman, такие как TR-308 (TR-306), имеют  $\bar{F}_a \sim 200$ , камера сгорания и сопло которых изготовлены из ниобиевого сплава, покрытого силицидным покрытием. Двигатель TR-312-100YN имеет уже  $\bar{F}_a \sim 250$ , его камера сгорания и участок минимального сечения сопла изготовлены из сплава на основе титана с покрытием. Двигатели фирмы AMPAC JSP серии Leros 2b - Qualified, в частности, ДМТ Leros 26 тягой 400 Н, разрабатываются с керамическим соплом  $\bar{F}_a = 360$ .

Даже неполный анализ современных зарубежных ДМТ указывает на перспективы применения в конструкции ЖРДМТ сопел с геометрической степенью расширения  $\bar{F}_a \geq 200$ .

Цель работы – определение энергетических параметров на примере ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте 50 Н на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$ .

Теоретические исследования энергетических параметров рассматриваемого ЖРДМТ проводились на базе данных, полученных в результате термогазодинамического расчёта по методике, разработанной в Научно-исследовательском центре космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ совместно с МАИ [5, 6] и реализованной в виде программного комплекса SPPSPMX.

Программный комплекс представляет собой совокупность трёх взаимосвязанных программных модулей: S, PPS и PMX. Модуль S позволяет определять термодинамические свойства продуктов сгорания, в том числе идеальные значения расходного комплекса, тягового комплекса и удельного импульса тяги в пустоте в идеальном приближении. Кроме того, этот модуль используется для определения потерь удельного импульса из-за химической неравновесности. Модуль PPS учитывает влияние вязкости в приближении пограничного слоя на газодинамические параметры течения в камере сгорания и сопле ЖРДМТ, а также позволяет определять расчётным путём коэффициент расхода и потери из-за трения. Модуль PMX предназначен для расчёта газодинамических параметров в невязком течении профилированной сверхзвуковой части сопла с учётом двухмерного характера течения и определения потерь удельного импульса из-за рассеяния. Программный комплекс SPPSPMX позволяет вычислять вышеуказанные потери из-за химической неравновесности, трения и рассеяния с учётом их взаимосвязи.

С использованием программного комплекса SPPSPMX был выполнен термогазодинамический расчёт основных энергетических параметров ЖРДМТ при идеальной организации внутрикамерных рабочих процессов (при полном выделении химической энергии топлива в камере сгорания и равновесном расширении продуктов сгорания в сопле) при давлении в камере сгорания  $p_k = 0,76$  МПа и массовом соотношении компонентов топлива  $k_m = 1,85$  при традиционном значении для большинства отечественных ЖРДМТ с геометрической степенью расширения  $\bar{F}_a = 50$  и значении геометрической степени расширения  $\bar{F}_a = 200$ . Учёт неполноты выделения энергии в камере сгорания проводился с помощью коэффициента  $j_b(j_k)$ .

Результаты термогазодинамического расчёта основных параметров ЖРДМТ в

идеальном приближении представлены в табл. 1. Анализ полученных расчётных данных показывает возможность увеличения удельного импульса тяги (за счёт роста тягового комплекса) до 4,0%.

Таблица 1. Результаты термогазодинамического расчёта основных параметров ЖРДМТ в идеальном приближении при  $p_k = 0,76$  МПа;  $k_m = 1,85$  и геометрической степени расширения  $\bar{F}_a = 50$  и  $\bar{F}_a = 200$

№	Наименование параметра	Геометрическая степень расширения	
		$\bar{F}_a = 50$	$\bar{F}_a = 200$
1	Температура на входе в сопло $T_{oc}^{ud}$ , К	2995	
2	Расходный комплекс $b^{ид}$ , м/с	1712	
3	Тяговый комплекс $k_{P_n}^{ud}$	1,867	1,944
4	Удельный импульс в пустоте $I_{y.p}^{ид}$ , м/с	3197	3332

Таблица 2. Результаты термогазодинамического расчёта параметров ЖРДМТ при  $p_k = 0,76$  МПа;  $k_m = 1,85$  и геометрической степени расширения  $\bar{F}_a = 200$  с учётом реальных процессов

№	Наименование параметра	Значение параметра
1	Удельный импульс в пустоте $I_{y.p}^p$ , м/с	2919
2	Температура на входе в сопло с учетом потерь в камере сгорания $T_{oc}^d$ , К	2613
3	Потери из-за химической неравновесности $V_{x.h}$	0,0233
4	Потери из-за влияния вязкости на невязкое ядро $V_{mp}^y$	0,007
5	Потери из-за трения в пограничном слое $V_{mp}^{n.c}$	0,011
6	Потери из-за рассеяния $V_p$	0,00
7	Тяговый комплекс $k_{P_n}^d$	1,852
8	Безразмерное статическое давление на стенке среза сопла $P_{ст}^a$	$0,322 \cdot 10^{-3}$
9	Статическое давление на стенке среза сопла $p_{ст}^a$ , мм. рт. ст.	1,8

С учётом реальных процессов в сопле результаты термогазодинамического расчёта принимают значения, приведённые в табл. 2.

Экспериментальное определение энергетических параметров проведено в процессе огневых испытаний двух ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте  $P_n = 50$  Н на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$  и имитацией условий космического пространства (давления окружающей среды).

Для достижения эффективной организации внутрикамерного рабочего процесса в конструкции испытываемых ЖРДМТ тягой  $P_n = 50$  Н использованы основные научные положения теоретических и экспериментальных исследований рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива, проведённых в НИЦ КЭ СГАУ [1, 2]: обеспечение с помощью смесительного элемента эффективного жидкофазного взаимодействия компонентов топлива путём достижения максимального смешения компонентов в жидкой фазе до начала химических реакций в жидкой фазе и применение полученных жидкофазных промежуточных продуктов взаимодействия компонентов в качестве внутреннего пристеночного охладителя стенки камеры сгорания.

Обеспечение эффективного жидкофазного взаимодействия компонентов топлива и организация пристеночного внутреннего охлаждения камеры сгорания в ЖРДМТ  $P_n = 50$  Н достигаются с помощью системы смесеобразования на основе дефлекторно-центробежного смесительного элемента [3]. В качестве материала камеры сгорания использован ниобиевый сплав с жаростойким покрытием  $MoSi_2$ , обеспечивающим максимально допустимую температуру камеры сгорания, равную 1800 °С.

Испытания были выполнены на термовакуумном огневом стенде НИЦ КЭ СГАУ, гарантирующем безотрывный режим работы сопла.

Для проведения испытаний предварительно была проведена модернизация систем стенда, прежде всего вакуумной.

Вакуумная система должна была обеспечивать давление в вакуумной камере, которое бы гарантировало безотрывное течение продуктов сгорания в сопле Лавала с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$  ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте 50 Н.

Принципиальная схема модернизированной вакуумной системы огневого термовакуумного стенда представлена на рис. 1.

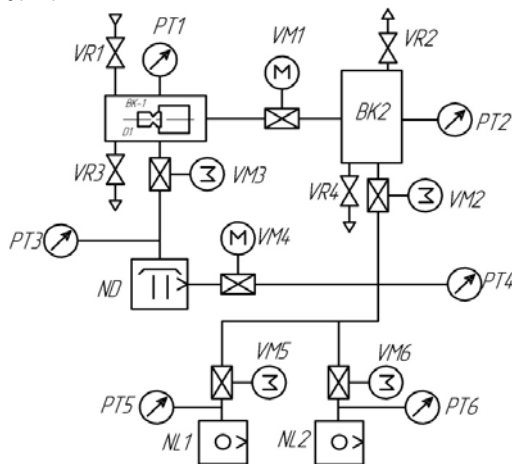


Рис. 1. Принципиальная схема вакуумной системы стенда

Вакуумная система имеет в своём составе две вакуумных камеры ВК1 и ВК2. Вакуумная камера ВК1 имеет объём  $0,32 \text{ м}^3$ , а объём вакуумной камеры ВК2 составляет  $V = 1,2 \text{ м}^3$ . В камере ВК1 размещается испытываемый ЖРДМТ и тягоизмерительное устройство. В выходном сечении сопла двигателя установлен кормовой диффузор Д1, который через трубопровод и вакуумный затвор VM1 герметично соединён с камерой ВК2. Кормовой диффузор обеспечивает эвакуацию продуктов сгорания при включении двигателя в камеру ВК2 и, соответственно, обеспечивает газодинамическое разъединение газовых сред вакуумных камер ВК1 и ВК2.

Кроме того, кормовой диффузор Д1 обеспечивает безотрывное течение в сопле ЖРДМТ при давлениях в ВК2, су-

щественно превышающих критический отрывной уровень давлений в выходном сечении сопла двигателя.

Камера ВК2 используется как буферный объём, необходимый для запуска кормового диффузора, охлаждения продуктов сгорания. Кроме того, через неё осуществляется монтаж к вакуумной магистрали большого диаметра.

В вакуумную систему входят два вакуумных насоса NL1 и NL2, соединённых параллельно, которые обеспечивают откачку продуктов сгорания двигателя из камеры ВК2 (один из этих насосов может находиться в резерве), и бустерный паромасляный насос ND, который служит для получения необходимого начального разрежения в ВК1.

В последнем случае насосы NL1 и NL2 работают как форвакуумные последовательно с насосом ND.

В качестве форвакуумных насосов NL1 и NL2 в вакуумной системе используются два высокопроизводительных вакуумных плунжерных (золотниковых) насоса типа НВЗ-300. В качестве бустерного насоса ND на стенде применяется паромасляный насос 2НВБМ-160.

Общий вид и компоновка вакуумных камер на стенде представлены на рис.2. На переднем плане рис.2 показаны вакуумная камера ВК1 и бустерный паромасляный насос ND, на заднем – вакуумная камера ВК2. Обе вакуумные камеры расположены горизонтально так, что оси камер перпендикулярны друг другу.



Рис. 2. Общий вид и расположение вакуумных камер на стенде

Вакуумные камеры с вакуумными насосами соединены вакуумными трубопроводами различного диаметра, в которых установлены для обеспечения запуска насосов, поддержания соответствующих режимов работы системы при откачке проходные вакуумные затворы VM и необходимые для измерения давлений вакуумметры PT.

На режиме откачки продуктов сгорания при включенном двигателе вакуумные затворы VM1, VM3 и VM4 закрыты, после запуска насосов NL1 и (или) NL2 открываются затворы VM2, VM5 и VM6. При достижении в BK1 и BK2 давления ниже уровня, при котором обеспечивается запуск кормового диффузора, включается двигатель. После выключения двигателя насосы NL1 и NL2 продолжают откачку до достижения требуемого давления в камере BK2 (BK1), затем затворы VM1, VM2, VM5 и VM6 закрываются, насосы выключаются.

Огневые испытания в непрерывном режиме работы (длительностью включения 3,0 с) с измерением основных параметров были проведены для двух ЖРДМТ (№ 1 и № 2) с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$ .

В процессе эксперимента измерялись тяга двигателя (с предельной допустимой погрешностью не более  $\pm 0,5\%$ ), давления ( $\leq \pm 0,5\%$ ) и температуры ( $\leq \pm 1^\circ\text{C}$ ) компонентов топлива на входе в двигатель, давление в камере сгорания ( $\leq \pm 0,5\%$ ), давление в вакуумной камере ( $\leq \pm 5\%$ ), секундные массовые расходы компонентов топлива ( $\leq \pm 0,5\%$ ), напряжение и ток на обмотках клапанов двигателя ( $\leq \pm 2\%$ ). Температура компонентов топлива на входе в двигатель в процессе испытаний изменялась в диапазоне  $20 \pm 5^\circ\text{C}$ . Вакуумная система стенда поддерживала давление окружающей среды в вакуумной камере BK1 в ходе огневого испытания двигателя не более  $p_n \leq 2$  мм рт. ст.

Измерение тяги ЖРДМТ проводилось с помощью созданного в НИЦ КЭ СГАУ специального тягоизмерительного устройства. Исходя из конструкции ваку-

умной камеры и необходимости обеспечения заданного разрежения при испытании, двигатель с геометрической степенью расширения  $\bar{F}_a = 200$  располагался горизонтально. Общий вид тягоизмерительного устройства с ЖРДМТ представлен на рис. 3.



Рис. 3. Общий вид тягоизмерительного устройства с ЖРДМТ

В состав тягоизмерительного устройства входят рама, измерительный датчик весоизмерительный тензорезисторный типа ВВА-5, с помощью которого производится измерение (сигнал с датчика регистрируется в компьютере); задающий датчик типа ВВА-5, с помощью которого производится градуировка измерительного канала, сигнал с датчика также регистрируется в компьютере; силосоздающее устройство, обеспечивающее воздействие при градуировке измерительного датчика; соединительное и передающее устройства. Датчики ВВА-5 имеют 4 тензорезистора, включаемых по схеме полного моста. Рама представляет собой сварной каркас из трубок прямоугольного сечения, которая жёстко фиксируется к разделительному фланцу в вакуумной камере. В габаритах рамы расположены ЖРДМТ, тягоизмерительные датчики ВВА-5, магистрали компонентов, вспомогательные магистрали (вода, воздух), кабели, датчик давления в камере сгорания.

Измерение расходов горючего и окислителя осуществлялось в ходе испытаний весовым методом. Схема устрой-

ства для измерения расхода компонентов топлива представлена на рис. 4.

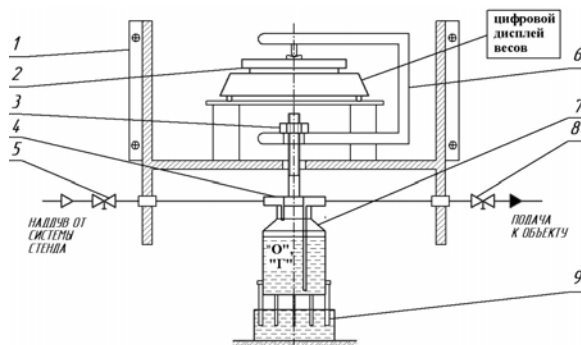


Рис. 4. Схема устройства для измерения расхода компонентов топлива: 1 – настенная полка; 2 – электронные весы CAS MW-II-3000 B; 3 – узел подвеса; 4 – входное устройство; 5 – вентиль; 6 – скоба; 7 – топливный бак компонента; 8 – вентиль; 9 – демпфер

Компонент топлива находится в баке 7, который подвешивается на скобе 6 через узел подвеса 3. К баку подводятся две магистрали. По одной через вентиль 5 подаётся газ наддува от стендовой системы, через вентиль 8 компонент поступает к двигателю. Магистрали компонента имеют минимальную жёсткость системы «бак-магистраль». Демпфер установлен для гашения возможных колебаний бака во время испытаний в горизонтальной плоскости.

В процессе испытаний ЖРДМТ проводились измерения давления в камере сгорания  $p_k$  и давления компонентов на входе в двигатель  $p_{ex}^{''Г''}$ ,  $p_{ex}^{''О''}$  с помощью индуктивных датчиков давления. Датчик давления в камере сгорания  $p_k$  устанавливался в охлаждаемом водой корпусе.

Для измерения давления в вакуумной системе использовался измерительный комплекс давления ИКД-6ТДА. Измерительный комплекс давления ИКД-6ТДА располагался в вакуумной камере ВК1.

Регистрация сигналов измерений в процессе эксперимента осуществлялась с помощью автоматизированной измерительно-информационной системы NATIONAL INSTRUMENTS. Система состо-

ит из контроллера с шасси NI PXI-8106 с дисплеем, клавиатурой, мышью и плат ввода-вывода информации. В данном эксперименте используются универсальные платы ввода-вывода типа NI PXI-6251 и шасси расширения SCXI-1001 с блоком усилителей для тензорезисторов NI SCXI-1520 и с платой ввода сигналов с термопар NI SCXI-1102. Каждая из используемых плат имеет специализированную клеммную коробку для подключения сигналов от датчиков. Плата NI SCXI-6251 регистрирует температуры, плата NI PXI-6251 – все остальные параметры. Сигнал с датчика тягоизмерительного устройства подается на блок NI SCXI-1520, установленный в шасси NI SCXI-1001, затем – на блок NI PXI-6251 и в контроллер NI PXI-8106 и совместно с другими параметрами записывается на диск и обрабатывается. Вторая плата NI PXI-6251 служит для связи компьютера с блоком расширения.

Универсальные платы ввода-вывода NI PXI-6251 имеют следующие характеристики: число входных аналоговых каналов – до 16, число входных-выходных дискретных каналов – 24, диапазон входных аналоговых каналов программируемый и может изменяться в диапазонах от  $-10 \dots +10$  мВ до  $-10 \dots +10$  В, разрядность выходного кода – 16, частота опроса – до 1 МГц / канал, погрешность преобразования  $\pm 0,05$  %.

Плата ввода сигналов с термопар NI SCXI-1102 имеет 32 входных канала, для термопар типа «хромель-капель» и «хромель-алюмель» имеются стандартные калибровки.

Управление ЖРДМТ при испытаниях осуществляется сигналами с блока NI PXI-6251.

В процессе исследования путём изменения давления компонентов топлива на входе в ЖРДМТ были определены характеристика каждого из двигателей (на трёх режимах его работы) в диапазоне изменения тяги от 42 до 66 Н при постоянном массовом соотношении компонентов топлива  $k_m = \text{const}$  и их характеристика по составу топлива (на четырёх режимах его



работы) в диапазоне изменения  $k_m = 1,5...2,0$ . На каждом режиме работы двигателя выполнялось три включения ЖРДМТ длительностью 3 с.

Характерные зависимости основных параметров от времени на номинальном режиме работы ЖРДМТ приведены на рис. 5 и 6 (компьютерная версия).

Результаты испытаний ЖРДМТ в виде зависимостей удельного импульса тяги  $I_{y.n}$  и тягового комплекса  $k_p^n$  от давлений компонентов топлива на входе в двигатель при  $k_m = \text{const}$  и от массового соотношения компонентов представлены на рис. 7 – 10.

При испытаниях ЖРДМТ № 1 при определении дроссельной характеристики:

- тяговый комплекс изменяется в пределах  $k_p^n = 1,86...1,88$ ;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах  $I_{y.n} = 2880...3020$  м/с.

Для экспериментальной характеристики по составу топлива:

- тяговый комплекс изменяется в пределах  $k_p^n = 1,86...1,88$ ;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах  $I_{y.n} = 2860...2970$  м/с.

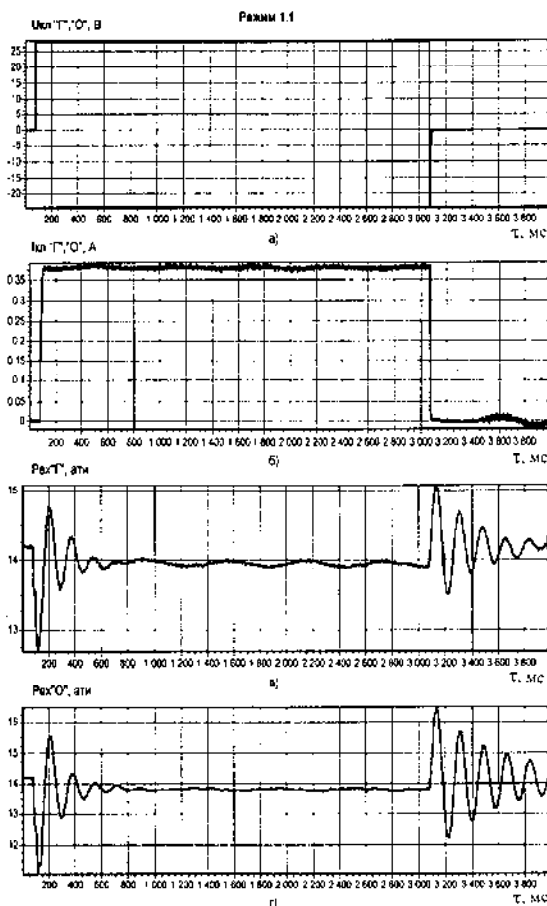


Рис. 5. Характерные зависимости рабочих параметров ЖРДМТ от времени на номинальном режиме его работы: напряжения (а), тока (б), давлений горючего (в) и окислителя (г) на входе в двигатель

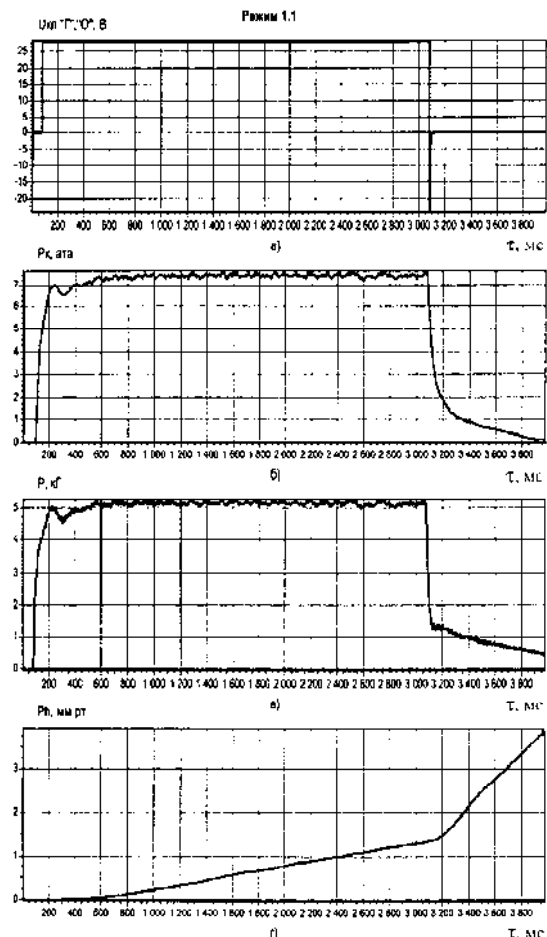


Рис. 6. Характерные зависимости рабочих параметров ЖРДМТ от времени на номинальном режиме его работы: напряжения (а), давления в камере сгорания (б), тяги двигателя (в) и давления в вакуумной камере (г)

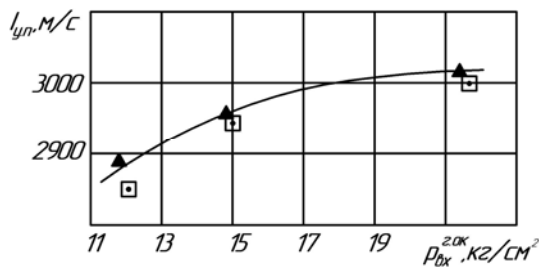


Рис. 7. Экспериментальные зависимости пустотного удельного импульса тяги  $I_{y.n}$  от давления компонентов топлива на входе  $p_{ex}^{r,0}$  в двигатель:  
▲ – для ЖРДМТ №1; □ – для ЖРДМТ №2

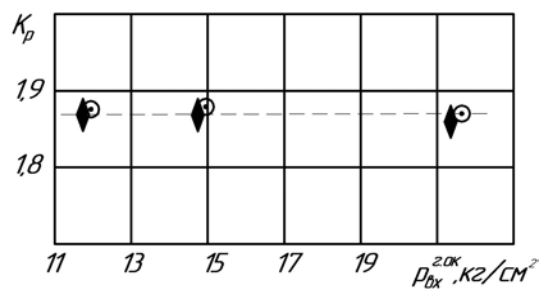


Рис. 8. Экспериментальные зависимости тягового комплекса в пустоте  $K_p^n$  от давления компонентов топлива на входе  $p_{ex}^{r,0}$  в двигатель:  
◆ – для ЖРДМТ №1; ○ – для ЖРДМТ №2

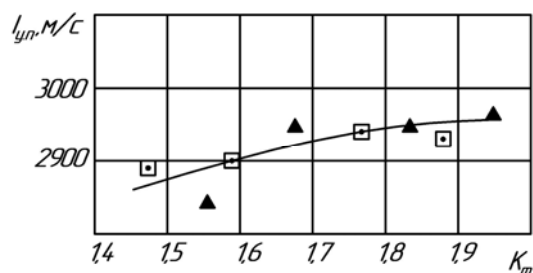


Рис. 9. Экспериментальные зависимости пустотного удельного импульса тяги  $I_{y.n}$  от массового соотношения компонентов топлива  $k_m$ :  
▲ – для ЖРДМТ №1; □ – для ЖРДМТ №2

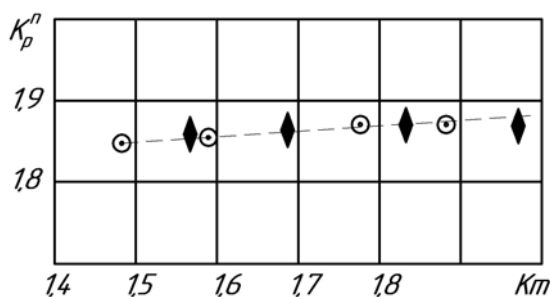


Рис. 10. Экспериментальные зависимости тягового комплекса в пустоте  $K_p^n$  от массового соотношения компонентов топлива  $k_m$ :  
◆ – для ЖРДМТ №1; ○ – для ЖРДМТ №2

При испытаниях ЖРДМТ № 2 для первой группы данных:

- тяговый комплекс изменяется в пределах  $k_p^n = 1,86...1,88$ ;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах  $I_{y.n} = 2840...3010$  м/с.

Для второй группы данных:

- тяговый комплекс изменяется в пределах  $k_p^n = 1,86...1,88$ ;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах  $I_{y.n} = 2890...2940$  м/с.

Значение  $k_p^n = 1,87$  можно считать экспериментально установленным для исследованной конструкции ЖРДМТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_c = 200$  в рабочих диапазонах изменения определяющих величин.

В качестве сравнения ЖРДМТ на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_c = (40...50)$  при прочих равных условиях для этой размерности двигателей имеет тяговый комплекс, равный  $k_p^n = 1,78...1,79$  [3].

Отметим, что полученные результаты испытаний ЖРДМТ № 1 и ЖРДМТ №2 по большинству параметров в пределах точности измерений имеют практически одинаковые параметры на всех режимах работы двигателей. При этом искомый параметр испытуемых ЖРДМТ – тяговый комплекс двигателей, определённый в диапазоне входных давлений компонентов топлива  $p_{ex}^{r,0} = 1,2...2,2$  МПа и массового соотношения компонентов топлива  $k_m = 1,5...2,0$ , одинаков для обоих двигателей на всех режимах программы испытаний и составляет значение, равное  $k_p^n = (1,87 \pm 0,01)$ .

Полученный разброс экспериментальных данных (рис. 7–10) не превышает заявленной точности измерений.

Таким образом, тяговый комплекс при использовании в ЖРДМТ сопла с геометрической степенью расширения  $\bar{F}_c = 200$  по сравнению с традиционной



геометрической степенью расширения  $\bar{F}_c = 40 \dots 50$  больше на  $\Delta k_p^n \sim 4,0\%$ .

Удельный импульс тяги, зарегистрированный при испытаниях ЖРДМТ, имеет тенденцию к росту на режимах работы от минимальных к максимальным значениям давления компонентов топлива на входе в двигатель. По нашему мнению, с ростом давления компонентов топлива от  $p_{ex}^{r,o} = 12 \text{ кг/см}^2$  до  $p_{ex}^{r,o} = 22 \text{ кг/см}^2$  (рис. 7 и 8) происходит интенсификация процессов жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющихся компонентов топлива на стенке камеры за счёт увеличения перепада давления на форсунках и процессов в газовой фазе из-за увеличения давления и расходонапряжённости в камере сгорания.

Изменение массового соотношения компонентов топлива также оказывает влияние на удельный импульс тяги ЖРДМТ (рис. 9 и 10). Увеличение последнего при варьировании  $k_m$  объясняется ростом температуры продуктов сгорания в этой области массового соотношения компонентов топлива (растущая ветвь зависимости  $I_y^H = f(k_m)$ ).

Отметим, что на непрерывном номинальном режиме работы двигателя ( $p_{ex}^{r,o} = 15 \text{ кг/см}^2$ ,  $k_m = 1,85$ ) зарегистрированное по результатам испытаний двух ЖРДМТ значение удельного импульса составляет:  $I_y^H = (2940 \pm 30) \text{ м/с}$ .

Представляет интерес сравнение результатов определения основных параметров ЖРДМТ с результатами термодинамического расчёта с учётом их неидеального протекания процессов [6], выполненного с использованием программного комплекса SPPSPMX. Наиболее важные расчётные параметры ЖРДМТ приведены в табл. 2.

Не обсуждая в рамках статьи полученные расчётные данные по потерям энергии в сопле, выделим лишь два интегральных параметра, представляющих определяющее значение для целей настоящей работы. Это расчётный тяговый комплекс и удельный импульс тяги, опре-

делённые с учётом реальных процессов в камере сгорания и сопле.

Экспериментально полученный удельный импульс тяги в пустоте на номинальном режиме коррелирует с расчётным:  $I_{y,n}^{\circ} = 2940 \text{ м/с}$  и  $I_{y,n}^p = 2919 \text{ м/с}$ . Расхождение данных лежит в пределах погрешности экспериментального определения удельного импульса тяги.

Различие расчётного тягового комплекса ( $k_p^p = 1,852$ ) и экспериментально определённого ( $k_p^{\circ} = 1,87$ ) также укладывается в диапазон экспериментального определения  $k_p^n$ .

Поэтому можно говорить о вполне удовлетворительном соответствии расчётных и экспериментальных показателей основных параметров ЖРДМТ.

Таким образом, в результате проведённых теоретических и экспериментальных исследований определён уровень удельного импульса тяги в пустоте (тягового комплекса) ЖРДМТ номинальной тягой 50 Н с геометрической степенью расширения сопла Лавалья  $\bar{F}_a = 200$ . Показано, что по сравнению с традиционной геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = (40 - 50)$  можно получить увеличение тягового комплекса на  $\Delta k_p^n \sim 4,0\%$  без изменения схемы смесеобразования ЖРДМТ.

### Библиографический список

1. Дубинкин, Ю.М. Проблемы организации рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей малой тяги [Текст] / Ю.М. Дубинкин, В.Е. Нигодюк // Известия ВУЗов. Авиационная техника. – 1993. – № 2. – С. 71-74.
2. Нигодюк, В.Е. Исследование закономерностей жидкофазного взаимодействия компонентов СЖРТ [Текст] / В.Е. Нигодюк, А.В. Сулинов // Вестник СГАУ. – 2009. – № 3 (19). – С. 316-321.
3. Агеенко, Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчетам и проектирова-

нию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания [Текст] / Ю.И. Агеенко // Вестник СГАУ. – 2009. – № 3 (19). Ч.2. – С.171-177.

4. Нигодюк, В.Е. Пути совершенствования рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива [Текст] / В.Е. Нигодюк, А.В. Сулинов // Вестник СГАУ. – 2012. – №3 (34), Ч. 3. – С. 103-107.

5. Шустов, С.А. Моделирование течения продуктов сгорания в соплах ЖРДМТ [Текст] / С.А. Шустов, И.Э Ива-

нов, В.Ю. Гидаспов // Математическое моделирование. 1999. – Т. 11, № 6. – С. 45-51.

6. Шустов, С.А. Численное моделирование термогазодинамических процессов в ЖРДМТ с учетом их неидеального протекания [Текст] / С.А. Шустов. – Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16, №2. – С. 146-153.

7. Боровик, И.Н. Краткий обзор зарубежных современных ЖРД малой тяги [Электронный ресурс] / И.Н. Боровик. - <http://www.mai202.ru/RUS/publication.htm>

## INVESTIGATION OF ENERGY PARAMETERS OF SMALL-THRUST LIQUID ROCKET ENGINES WITH THE GEOMETRIC EXPANSION RATIO OF THE NOZZLE $\bar{F}_a = 200$

© 2013 Y. I. Ageenko<sup>1</sup>, V. E. Nigodyuk<sup>2</sup>, V. V. Ryzhkov<sup>2</sup>,  
A. V. Sulinov<sup>2</sup>, S.A. Shustov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> «Isayev chemical engineering design bureau» – branch of «Khrunichev State Research and Production Space Center»

<sup>2</sup> Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

The paper presents the results of theoretical and experimental studies carried out to determine the energy parameters by the example of small- thrust liquid rocket engines with the nominal thrust in a vacuum of 50 N on unsymmetrical dimethylhydrazine and nitrogen tetroxide fuel components with the nozzle geometric expansion ratio  $\bar{F}_a = 200$ .

*Small thrust liquid rocket engine, vacuum fire stand, power parameters, geometric expansion ratio of the nozzle, specific impulse, traction complex.*

### Информация об авторах

**Агеенко Юрий Иванович**, кандидат технических наук, главный конструктор направления, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги, исследование параметров смесеобразования в них.

**Нигодюк Валентин Евгеньевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Рыжков Владимир Васильевич**, кандидат технических наук, научный руководитель научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Сулинов Александр Васильевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Шустов Станислав Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [tdla@ssau.ru](mailto:tdla@ssau.ru). Область научных интересов: термогазодинамика ракетных двигателей.

**Ageenko Yuri Ivanovich**, candidate of technical science, chief designer of a focus area, head of the department of small-thrust liquid rocket engines, «Isayev chemical engineering design bureau» – branch of «Khrunichev State Research and Production Space Center». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of research: organization of work processes in small-thrust liquid engines, analysis of mixing parameters.

**Nigodyuk Valentin Evgenievich**, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of research: working processes in aircraft engines

**Ryzhkov Vladimir Vasilyevich**, candidate of technical science, research supervisor of the Research Center of Space Power, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of research: working processes in aircraft engines.

**Sulinov Alexander Vasilyevich**, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of research: working processes in aircraft engines.

**Shustov Stanislav Alekseevich**, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [tdla@ssau.ru](mailto:tdla@ssau.ru). Area of research: thermal gas dynamics of rocket engines.

УДК 629.78

## РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЛГОРИТМА ПОЛЁТНОЙ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПО ЗВЁЗДАМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

© 2013 В. В. Каменский, В. Ф. Петрищев

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара

Разработан алгоритм полётной фотограмметрической калибровки оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли по звёздам с использованием фильтра Калмана в предположении, что ориентация КА в процессе съёмки звёздного неба известна с высокой точностью. Алгоритм разработан с использованием только линейных величин, получаемых в результате проектирования звёздной сферы на фокальную плоскость.

*Дистанционное зондирование Земли, оптико-электронный преобразователь, оптико-электронная аппаратура, фильтр Калмана, главная точка изображения, матрица, объектив телескопа.*

В работе [1] решена задача оценивания элементов внутреннего ориентирования (ЭВНО) оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) в предположении отсутствия относительного смещения матриц чувствительных приборов с зарядной связью (ФПЗС), что позволило применить метод наименьших квадратов. В работе [2] задача оценивания ЭВНО ОЭА по снимкам звёздного неба совмещена с оцениванием смещений матриц ФПЗС.

С целью повышения точности определения ЭВНО необходимо дополнительно оценивать и учитывать для каждой матрицы ФПЗС, входящей в оптико-электронный преобразователь (ОЭП), параметры её смещения от заданного положения. Такими параметрами являются: две линейные координаты смещения её центра и угол поворота в фокальной плоскости. Таким образом, для каждой матрицы необходимо дополнительно оценивать три параметра.

Применительно к космическому аппарату (КА) «Ресурс-П», имеющему в составе ОЭП 36 матриц ФПЗС, необходимо кроме шести параметров ЭВНО (две координаты главной точки изображения (ГТИ), три параметра дисторсии и фокусное расстояние) дополнительно оценивать ещё  $36 \times 3 = 108$  параметров матриц. Таким

образом, для КА оценке подлежит расширенный вектор состояния, содержащий 114 параметров.

Применение метода наименьших квадратов в этом случае сопряжено с большой длительностью вычислительного процесса, связанного с необходимостью обращать матрицу нормальных уравнений размерности  $114 \times 114$ .

В работе разработана модель алгоритма оценивания искомого вектора состояния на основе фильтра Калмана, не требующего обращения матрицы большой размерности.

Модель алгоритма разработана в предположении, что ориентация КА при сканировании звёздного неба уточнена с высокой точностью ( $2'' - 5''$ ) на основе послеполётной обработки информации, получаемой со звёздных датчиков, работающих в режиме съёмки звёздного неба. Предполагается, что в соответствии с уточнёнными данными об ориентации пересчитаны координаты звёзд, измеренных по снимку звёздного неба.

Пусть  $S_i$  ( $i=1,2,\dots,n$ ) –  $i$ -я экспонированная на каком-либо такте съёма информация с ОЭП и опознанная звезда. Тогда  $\bar{r}_i = [x_i, y_i]^T$  – расчётный вектор направления на неё из начала визирной (прибор-

ной) системы координат  $Oxyz$  ОЭА,  $T$ -операция транспонирования. Координата  $x_i$  этого вектора определяется по номеру матрицы ФПЗС, номеру столбца этой матрицы с экспонированной звездой, линейному размеру пикселя  $d_x$ . Координата  $y_i$  определяется положением считывающего регистра матрицы ФПЗС с экспонированной звездой в системе координат  $Oxyz$ . В соответствии с рис.1 измеренный вектор  $\tilde{r}_i$  можно представить в виде следующей суммы векторов:

$$\tilde{r}_i = \Delta r_{i0} + \bar{r}_i + \Delta r_{i1} + \Delta r_{i2}.$$

Здесь  $\Delta r_0 = [\Delta x_0, \Delta y_0]^T$  определяет положение проекции на фокальную плоскость задней узловой точки объектива, называемой главной точкой изображения объектива ОЭА и обозначаемой буквой А.

$\bar{r}_i = [x_i, y_i]^T$  определяет расчётное положение относительно ГТИ  $i$ -й экспонированной звезды  $S_i$  (здесь находилась бы  $i$ -я звезда, если бы все другие фотограмметрические параметры, кроме отклонения  $\Delta r_0$ , были равны нулю). Вектор  $\Delta r_{i1}$  есть сумма двух векторов, отсчитываемых в меридианальном (по вектору  $\bar{r}_i$ ) направлении:

$$\Delta r_{i1} = a_1 \bar{r}_i + (a_3 r_i^2 + a_5 r_i^4 + a_7 r_i^6) \bar{r}_i.$$

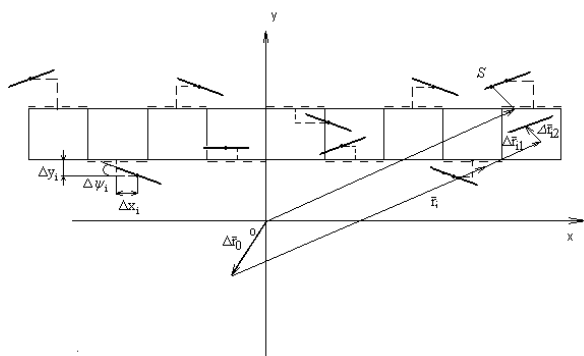


Рис. 1. Схема измерений

Первый из них учитывает отклонение фотограмметрического фокусного расстояния от его паспортного значения  $f$ , а второй – величину меридианальной фотограмметрической дисторсии, аппроксимируемой полиномом нечётных степеней радиальной координаты  $\bar{r}_i$ , отсчитываемой от ГТИ ( $a_1, a_3, a_5, a_7$  – малые величины,  $r_i$  – модуль вектора  $\bar{r}_i$ ). Вектор  $\Delta r_{i2}$  учитывает линейные смещения центра  $i$ -й матрицы и её угловой поворот в фокальной плоскости.

Запишем невязку – разность между измеренным и расчётным векторами направления на звезду  $S_i$ :

$$\Delta \tilde{\Theta}_i = \tilde{r}_i - \bar{r}_i = \begin{bmatrix} \tilde{x}_i - x_i \\ \tilde{y}_i - y_i \end{bmatrix};$$

$$\Delta \tilde{\Theta}_i = \Delta r_{i0} + \Delta r_{i1} + \Delta r_{i2},$$

где  $\tilde{x}_i, \tilde{y}_i$  – измеренные по снимку координаты  $i$ -й звезды,  $x_i, y_i$  – её расчётные координаты.

Следовательно, невязка определяется значениями фотограмметрических параметров и при нулевых значениях этих параметров равна нулю.

Постоянный вектор оцениваемых параметров в этом случае имеет вид:

$$\Delta \bar{q} = \begin{bmatrix} \Delta x_0, \Delta y_0, a_1, a_3, a_5, a_7, \Delta x_1, \Delta y_1, \Delta \Psi_1, \dots \\ \Delta x_i, \Delta y_i, \Delta \Psi_i, \dots, \Delta x_{36}, \Delta y_{36}, \Delta \Psi_{36} \end{bmatrix}^T,$$

где  $\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta \Psi_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 36$ ) – линейные и угловые смещения  $i$ -й матрицы ФПЗС,  $T$  – знак операции транспонирования.

Двумерный вектор невязок звёзд (отклонений от расчётных значений измеренных координат звёзд относительно главной точки изображения) можно представить в виде линейной функции искомого вектора состояния:

$$\Delta \tilde{\Theta}_i = W_i \cdot \Delta \bar{q} = \begin{bmatrix} \bar{W}_1^T \\ \bar{W}_2^T \end{bmatrix}_i \cdot \Delta \bar{q}.$$

Элементы матрицы производных  $W_i$  размерности  $2 \times 114$  являются функциями результатов измерений с номером  $j$  координат  $i$ -й звезды на  $j$ -м шаге работы фильтра:

$$\bar{W}_{1i}^T = \begin{bmatrix} 1; 0; \tilde{x}; \tilde{r}^2 \tilde{x}; \tilde{r}^4 \tilde{x}; \tilde{r}^6 \tilde{x}; w_{11}; w_{12}; w_{13}; \dots; \\ w_{1i_1}; w_{1i_2}; w_{1i_3}; \dots; w_{136_1}; w_{136_2}; w_{136_3} \end{bmatrix},$$

$$\bar{W}_{2i}^T = \begin{bmatrix} 0; 1; \tilde{y}; \tilde{r}^2 \tilde{y}; \tilde{r}^4 \tilde{y}; \tilde{r}^6 \tilde{y}; w_{21}; w_{22}; w_{23}; \dots; \\ w_{2i_1}; w_{2i_2}; w_{2i_3}; \dots; w_{236_1}; w_{236_2}; w_{236_3} \end{bmatrix}.$$

В силу функциональной зависимости результатов измерений координат звёзд от смещения матриц в общем случае имеют место следующие соотношения:

$$\begin{aligned} w_{11} = \dots = w_{1i_1} = \dots = w_{136_1} &= 1; \\ w_{12} = \dots = w_{1i_2} = \dots = w_{136_2} &= 0; \\ w_{13} = \dots = w_{1i_3} = \dots = w_{136_3} &= 0; \\ w_{21} = \dots = w_{2i_1} = \dots = w_{236_1} &= 0; \\ w_{22} = \dots = w_{2i_2} = \dots = w_{236_2} &= 1; \\ w_{23} = I_1; \dots; w_{2i_3} = I_i; \dots; w_{236_3} &= I_{36}, \end{aligned}$$

где  $\lambda_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 36$ ) – координата звезды вдоль считывающего регистра  $i$ -й матрицы ФПЗС, отсчитываемая относительно центра матрицы.

В этих соотношениях  $i$ -й момент времени определяется моментом регистрации хотя бы одной  $S_i$  звезды какой-либо матрицей ФПЗС. При этом значения производных матрицы  $W_i$  для данной матрицы ФПЗС имеют приведенные значения. Значения производных для других матриц ФПЗС, которые не регистрировали

звёзд, принимаются на  $i$ -м шаге равными нулю.

Метод Калмана сводится к следующей последовательности шагов вычислений:

$$\Delta \hat{q}_i = \Delta \hat{q}_{i-1} + \bar{P}_i \cdot \left( \Delta \tilde{\Theta}_i - \bar{W}_i \cdot \Delta \hat{q}_{i-1} \right);$$

$$\bar{P}_i = K_{q,i-1} \cdot \bar{W}_i^T \cdot [\bar{W}_i \cdot K_{q,i-1} \cdot \bar{W}_i^T + K_q]^{-1};$$

$$K_{q,i} = K_{q,i-1} - \bar{P}_i \cdot \bar{W}_i \cdot K_{q,i-1};$$

$$K_q = \begin{bmatrix} s^2 & 0 \\ 0 & s^2 \end{bmatrix}.$$

Здесь  $\bar{P}_i$  – оптимальный весовой вектор, для вычисления которого образуется матрица размерности  $2 \times 2$ ;  $\Delta \tilde{\Theta}_i$  – двумерный вектор невязок звёзд;  $K_{q,i}$  – корреляционная матрица погрешностей оценок, уточняемая на каждом шаге работы фильтра;  $K_q$  – матрица погрешностей измерений координат  $x$  и  $y$  звёзд на снимке звёздного неба.

В качестве начального значения оцениваемого вектора состояния  $\Delta \bar{q}$ , как правило, принимается нулевой вектор. Начальное значение корреляционной матрицы погрешностей оценок принимается в виде диагональной матрицы, диагональные элементы которой равны дисперсиям погрешностей знания параметров вектора состояния.

Для моделирования изложенной задачи была составлена и отлажена программа на ПЭВМ.

Результаты моделирования алгоритма определения ЭВнО ОЭА ДЗЗ по звёздам с помощью фильтра Калмана приведены на рис. 2-6.

В процессе моделирования оценивалась погрешность определения оценивае-

мых параметров в зависимости от количества  $N$  зарегистрированных звёзд и среднеквадратической величины  $S$  погрешности измерений координат звёзд в фокальной плоскости оптико-электронной аппаратуры, вызванной погрешностями ориентации изделия по всем трём осям. В качестве погрешности оценки параметра принималось среднеквадратическое отклонение, полученное из диагонального элемента корреляционной матрицы  $K_{q,i}$ , соответствующего оцениваемому параметру.

На рис. 4, 5 и 6 в качестве  $N$  принималось количество звёзд, зарегистрированных одной матрицей ФПЗС.

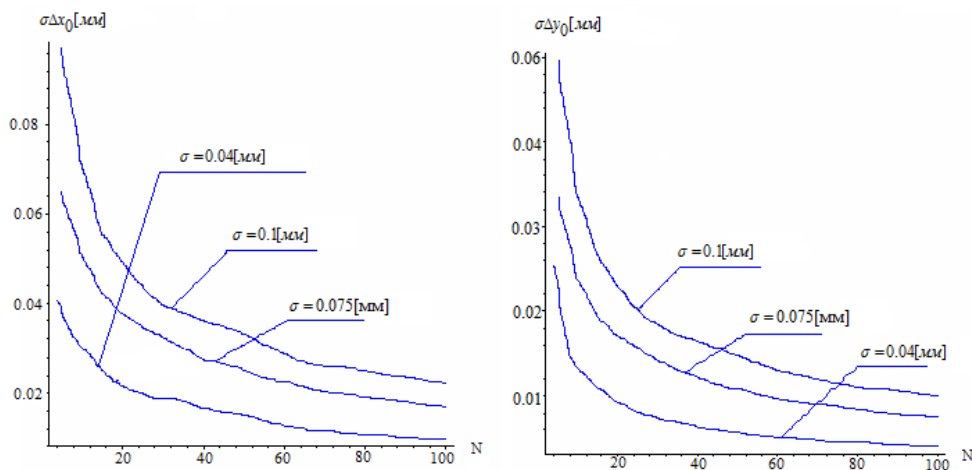


Рис. 2. Результаты оценивания координат ГТИ  $\Delta x_0, \Delta y_0$

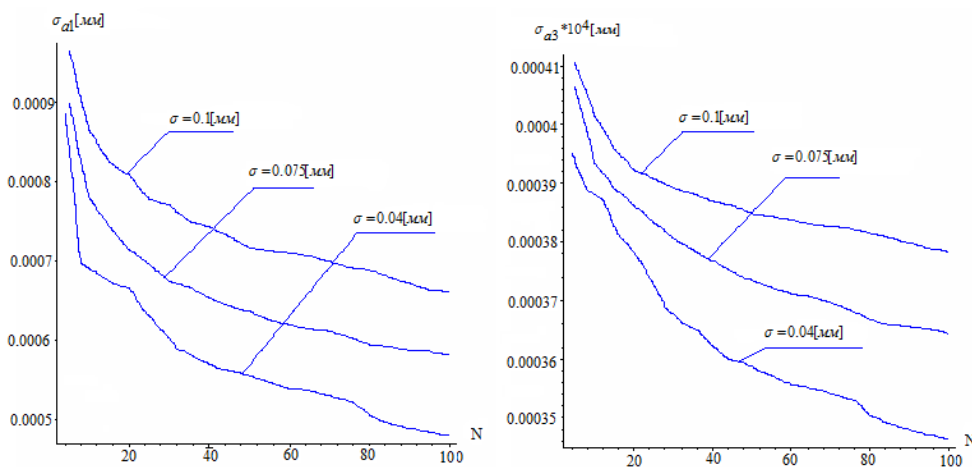


Рис. 3. Результаты оценивания коэффициента фокусного расстояния  $a1$  и коэффициента дисторсии  $a3$

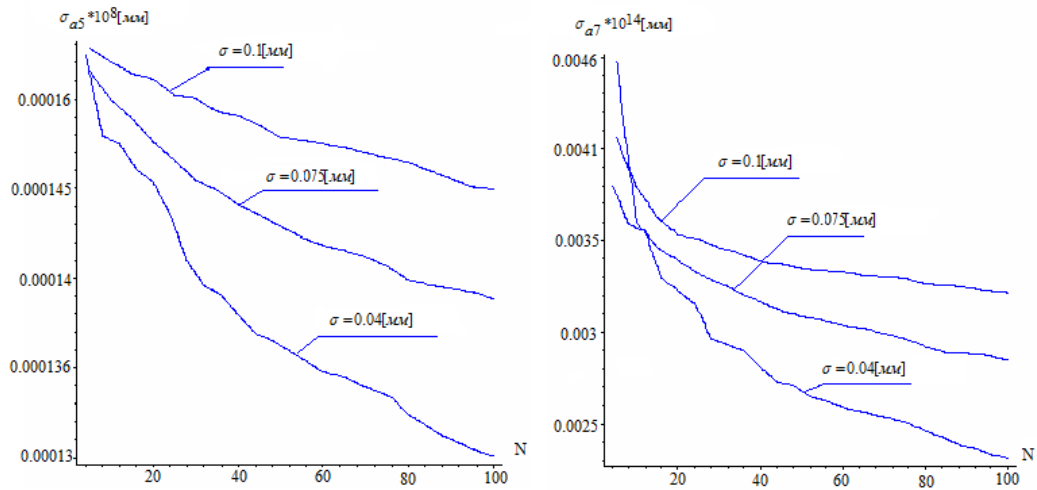


Рис. 4. Результаты оценивания коэффициентов дисперсии  $a_5, a_7$

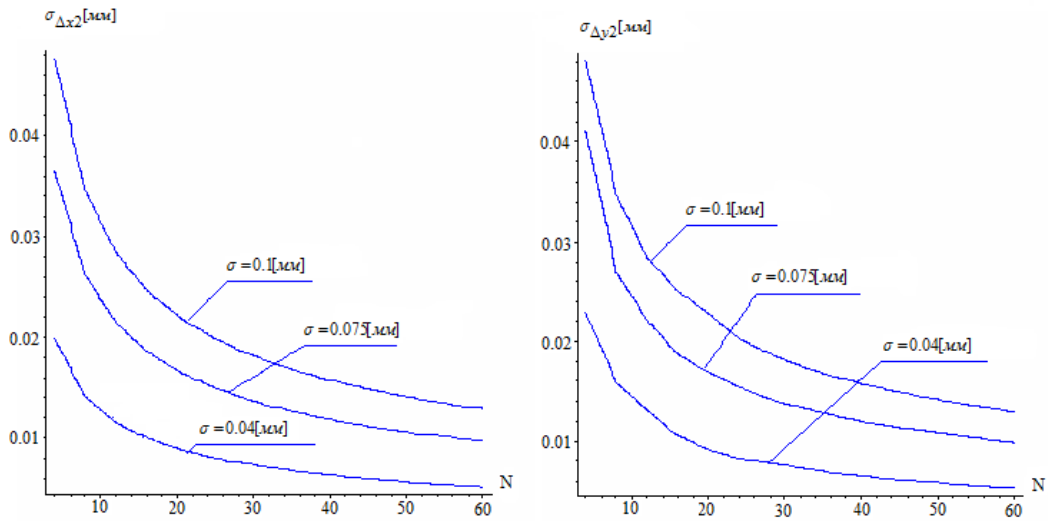


Рис. 5. Результаты оценивания величин линейных смещений матриц ФПЗС

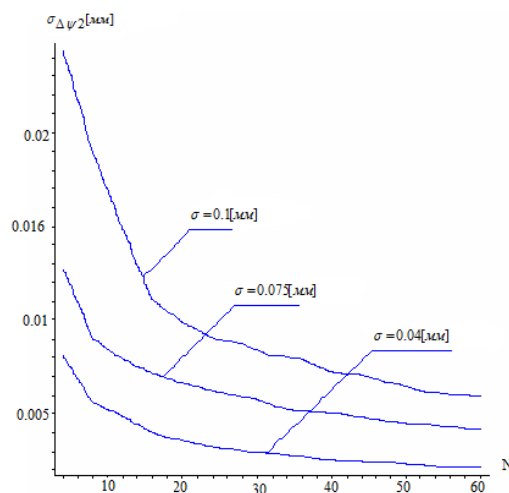


Рис. 6. Результаты оценивания величин углов поворота матриц ФПЗС



В результате моделирования установлено:

–на результаты оценок существенно влияют погрешности знания ориентации КА в инерциальном пространстве;

–для оценивания параметров, определяющих положение матриц ФПЗС, необходимо от 20 до 30 звёзд на одну матрицу;

–оценивание координат положения ГТИ производится при наличии 60-80 звёзд;

–для оценивания фокусного расстояния и параметров дисторсии достаточно 80-100 звёзд.

Важно отметить, что возможность оценивания координат главной точки изображения связана с возможностью эквивалентного представления этих координат систематиче-

скими погрешностями ориентации КА по двум каналам: тангажа и крена.

### Библиографический список

1. Петрищев, В.Ф. Полётная фотограмметрическая калибровка оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли по звёздному небу [Текст] / В.Ф. Петрищев // Полёт, 2005. – №7. – С.39-42.

2. Каменский, В.В. Алгоритм полётной фотограмметрической калибровки оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ по звёздам с использованием фильтра Калмана [Текст]/ В.В. Каменский, В.Ф. Петрищев // Актуальные проблемы ракетно-космической техники (II Козловские чтения). – 2011. – С. 218-219.

## RESULTS OF SIMULATING AN ALGORITHM OF FLIGHT PHOTOGRAMMETRIC CALIBRATION OF ELECTROOPTICAL EQUIPMENT FOR STELLAR EARTH REMOTE SENSING USING THE KALMAN FILTER

© 2013 V. V. Kamensky, V. F. Petrishchev

Space Rocket Center «TsSKB-Progress», Samara

An algorithm of flight photogrammetric calibration of electrooptical equipment for stellar Earth remote sensing using the Kalman filter is developed assuming that the vehicle orientation in the course of the sky survey is known with split-hair accuracy. The algorithm is developed using only the linear magnitudes obtained as a result of projecting the star sphere on a focal plane.

*Earth remote sensing, electrooptical converter, Kalman filter, principal point of an image, matrix, telescope objective.*

### Информация об авторах

**Каменский Владимир Вячеславович**, инженер-конструктор, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область научных интересов: получение и обработка информации.

**Петрищев Владимир Фёдорович**, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область научных интересов: системы навигации и управления движением, получение и обработка информации.

**Kamensky Vladimir Vyacheslavovich**, design engineer, Samara Space Rocket Centre «TsSKB-Progress». E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of research: data acquisition and processing.

**Petrishchev Vladimir Fyodorovich**, leading research associate, Samara Space Rocket Centre «TsSKB-Progress», doctor of engineering. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of research: navigation and traffic control systems, data acquisition and processing.

УДК 629.78.018

## СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ТЕОРИИ И ПРАКТИКИ КОНТРОЛЯ МОНТАЖЕЙ И ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ СБОРОЧНО-ЗАЩИТНЫХ БЛОКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СРЕДНЕГО КЛАССА

© 2013 А. Н. Коптев<sup>1</sup>, А. А. Гуляев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

В статье представлена существующая технология контроля монтажей и испытаний сборочно-защитных блоков ракет-носителей среднего класса. Сформулированы требования к проектируемым автоматизированным системам контроля монтажей и испытаний сборочно-защитных блоков ракет-носителей среднего класса. Представлены общие сведения о микропроцессорной автоматизированной системе контроля «МАСКА» и возможности её применения для испытаний электротехнического оборудования сборочно-защитных блоков ракет-носителей.

*Тензорный анализ, головной обтекатель, сборочно-защитный блок, аппаратура контроля цели, техническая диагностика, обобщённый объект.*

Требования к безопасности полётов ракет-носителей, увеличение числа запусков в космос, внедрение нового поколения бортовых систем на основе ЭВМ существенно увеличивают сложность электротехнического оборудования (ЭТО) ракет-носителей (РН).

Многообразие и сложность процессов изготовления ЭТО РН обусловили широкое применение контрольно-испытательных операций.

Задачи испытаний РН решаются предприятием-изготовителем на участке контрольных испытаний (контрольно-испытательной станции) (КИС). Совместно с испытаниями РН проводятся испытания и сборочно-защитных блоков (СЗБ).

СЗБ есть совокупность технических устройств, предназначенных для конструктивной и функциональной связи космического аппарата (КА) или составных частей космической головной части с РН, их защиты от тепловых нагрузок при прохождении РН плотных слоёв атмосферы, а также стыковки составных частей космической головной части между собой.

Рассматривая в качестве примера СЗБ РН семейства «Союз», следует отметить, что типов СЗБ имеется множество. Это связано с тем, что под каждый тип КА разрабатывается отдельный СЗБ, отвечающий требованиям объекта по безопасности, защищённости, температурному режиму и т.д. Одним из самых сложных в производстве и эксплуатации является СЗБ КА «Союз-ТМА» (11С517А3) (для пилотируемых космических полётов).

Сложность данного объекта (рис. 1) обусловлена наличием системы аварийного спасения (САС), которая обеспечивает спасение экипажа в случае нештатной ситуации. Комплект приборов САС и двигательная установка (ДУ) САС монтируются на технической позиции, а на предприятии-изготовителе монтируется только бортовая кабельная сеть (БКС), контактные датчики, пиротехнические средства (ПС), телеметрические датчики.



Рис. 1. Сборочно-защитный блок 11С517А3

В процессе испытаний СЗБ 11С517А3, согласно ОСТ 134-1040-2005, ГОСТ РВ15307-2002 необходимо проконтролировать правильность электрических соединений, убедиться в отсутствии коротких замыканий (ложных перемычек) и ложных адресов в комбинации из ранее рассмотренных случаев; определить электрическое сопротивление изоляции; проверить: правильность срабатывания контактных датчиков, омическое сопротивление ПС и их цепей, отсутствие сообщения цепей ПС с корпусом изделия и между собой. Испытания СЗБ 11С517А3 на заводе-изготовителе, согласно инструкции 11С517А3 0000-0 ПМ-53 проводятся в ручном варианте контроля. Так, для проверки правильности электрических соединений и отсутствия ложных перемычек применяются ответные электрические соединители, к хвостовикам которых прикладываются щупы контрольных приборов (мультиметр, мегаомметр). Проверка сопротивления изоляции производится автоматизированным пультом контроля, в основе работы которого лежит шаговый двигатель. Проверка ПС и их цепей осуществляется током малой величины с пульта проверки ПС, цепи выбираются вручную с помощью переключателей пульта.

В процессе испытаний задействовано около 50 проверочных точек (соединителей БКС). Процесс испытаний фактически разделён на операции по сборке испы-

тательной схемы и измерительные операции, выполняемые вручную, что увеличивает риск ошибок. Данная методика проверок и испытательное оборудование требуют большого числа исполнителей (оптимальный состав испытательного расчёта 4-5 человек), вследствие чего увеличивается время испытаний (до трёх рабочих смен), стоимость испытаний и СЗБ в целом.

Создание РН «Союз-2» путём глубокой модернизации РН «Союз-У»; переход от аналого-релейной системы управления к цифровой привёл к изменению методологии испытаний. Наземное проверочное оборудование РН «Союз-2» позволяет проводить испытания в автоматическом режиме, где оценку правильности работы систем производит ЭВМ, в отличие от автоматизированных испытаний РН «Союз-У», где аналогичное решение принимает оператор. В комплект наземного оборудования для испытаний РН «Союз-2» (разработчик – НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова) входит и аппаратура контроля цепей (АКЦ), которая позволяет проводить проверку: целостности цепей БКС, сопротивления изоляции цепей БКС, разобщения цепей БКС в автоматическом режиме, а также проверку ПС. Конструктивно комплект представляет собой ЭВМ, периферийные устройства, прибор контроля цепей, комплект кабелей и заглушек для подключения к БКС испытуемого изделия. АКЦ смонтирована на подвижной тележке, которая позволяет перемещать её в пределах участка испытаний.

Для РН «Союз-2» были разработаны и начали производиться новые СЗБ, которые не применяются на РН «Союз-У». Данные СЗБ испытываются комплектом АКЦ, что существенно упростило процесс испытаний и уменьшило время испытаний. Однако жёсткая структура программы проверки, не позволяющая вносить изменения в программу проверки на уровне испытателя, необходимость отдельного комплекта кабелей, заглушек, приспособлений для каждого типа объек-

тов испытаний существенно снижают, а в некоторых случаях и сводят на нет все преимущества автоматической проверки. Например, после выявления замечаний в процессе испытаний, их анализа и устранения необходимо повторять проверку в полном объёме, а не только той цепи, в которой было выявлено замечание. В случае, например, проверок ПС это ведёт к излишним стыковкам и расстыковкам соединителей БКС, что требует дополнительных временных затрат и увеличивает вероятность повреждения соединителей БКС. Необходимость в комплекте испытательных кабелей и приспособлений для каждого объекта испытаний существенно увеличивает стоимость изделия в целом и затрудняет разработку новых СЗБ по экономическим соображениям. Также следует учесть и недостаточную скорость проведения измерений параметров БКС. АКЦ производит трёхкратное измерение электрических параметров (сопротивление цепи, сопротивление изоляции цепи относительно корпуса и между собой) в течение 2,4 секунды, что сопоставимо по скорости с измерением вручную опытным исполнителем. Данный недостаток связан как с устаревшим программным обеспечением, так и с аналоговой структурой прибора контроля цепей.

Для снижения трудозатрат на контроль и испытания ЭТО РН и СЗБ необходимо создание новых автоматических универсальных средств контроля и испытаний, выполняющих широкий круг задач контроля со многими типами объектов, с гибкой структурой программ контроля на уровне исполнителя (с возможностью изменять объём, последовательность, эталонные параметры проверки в процессе испытаний объектов контроля). Автоматизация работ должна быть основана на формализации и разработке строгих методов решения задач технической диагностики. Одним из главных моментов в решении этих задач является разработка достаточно гибкой, чтобы её можно было применять к различным устройствам и системам, математической модели реаль-

ных устройств и систем бортового оборудования, охватывающих широкий спектр изделий, находящихся в производстве, или опытных образцов.

Длительное время технология контроля и испытаний ЭТО РН не имела достаточной теоретической базы и развивалась на основе экспериментальных исследований. Отставание теории от практики объясняется исключительной сложностью получения формализованного описания технологических процессов. Поскольку оптимизационные задачи в технологии включают большое количество искомым взаимосвязанных параметров, то количество переменных, рассматриваемых при анализе технологических процессов, настолько велико, что уравнения, связывающие их, трудно разрешимы.

Данные затруднения решены в [1] путём геометрического представления физических проблем технологии и современной вычислительной техники. Использование в качестве общей базы для решения задач теории контроля и испытаний ЭТО РН тензорного анализа и тензорной методологии [2] позволяет развить достаточно эффективную теорию для двух основных задач технологии производства ЭТО РН – задачи проектирования технологического процесса монтажа и задачи контроля и испытаний.

В общем случае, любой объект или система ЭТО РН представляется сетью для передачи и преобразования электрических сигналов, т.е. технической структурой, состоящей из электрических устройств (электрожгуты, распределительные коробки и т.д.), соединяющих определённые точки элементов этой структуры. Объект или система ЭТО РН представляется в виде  $n$ -мерной матрицы, тензора преобразования и формулы преобразования (уравнения). Затем происходит анализ объекта, целью которого является определение тензора преобразования тока, проходящего через сеть.

Постановка и решение задач контроля и диагностики сложных систем достаточно полно освещены в [3], а общий

метод синтеза тестовой информации даёт тензорная методология [2]. Результатом синтеза тестовой информации является функция для каждой цепи объекта, из которых и строится программа контроля, т.е. тестовая последовательность, которая позволяет обнаружить все виды неисправностей.

После получения тестовой последовательности необходимо минимизировать объём тестовой информации, т.к. набор тестов может быть обширен и, как следствие, программа контроля будет длинной, что приведёт к значительным временным затратам на контроль состояния объектов и систем. Вопросы минимизации тестовой информации достаточно полно рассмотрены в [1, 3].

В настоящее время на основе вышеизложенной теории в НИЛ-36 СГАУ раз-

работана микропроцессорная автоматизированная система контроля авионики – «МАСКА». Система «МАСКА» является диагностическим комплексом контрольно-измерительной аппаратуры. Это автоматический комплекс средств контроля, диагностики и прогнозирования состояния сложных систем бортового оборудования воздушных судов (ВС) и ракетно-космической техники (РКТ) на основе новых CAN-технологий с использованием уникальных программно-аппаратных симуляторов, анализаторов и контрольно-измерительных приборов на базе PXI в программной среде LabVIEW. Применение системы МАСКА занимает небольшие сроки и поэтому определяет её как перспективную и быстро внедряемую.

Один из вариантов её функциональной схемы приведён на рис.2.

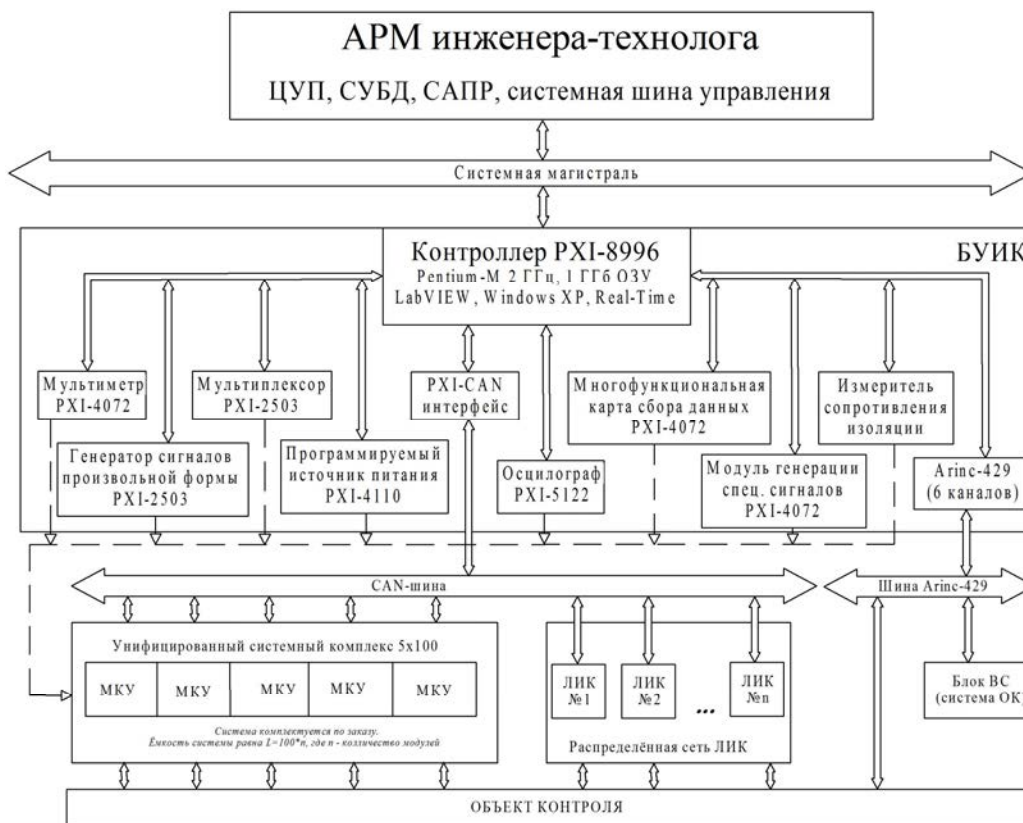


Рис. 2. Схема функциональная системы «МАСКА»

Основой взаимодействия информационных потоков и технических средств системы МАСКА является информационная база данных по всему комплексу элек-

троборудования ВС РКТ, включающая инструментарий для формирования рабочих файлов для различных задач, возникающих при изготовлении и эксплуатации

бортового радиоэлектронного оборудования, пилотажно-навигационного комплекса, токораспределительных систем и электросборок. Исходными документами для заполнения и ведения базы данных являются конструкторская, технологическая и эксплуатационная документация, а также документы, вносящие изменения, коррекцию и доработку документации. Формирование файлов базы данных ведётся непосредственно с первичных исходных документов.

Технические средства системы «МАСКА» благодаря использованию высокопроизводительного электронного оборудования и интерфейсу информационного обмена ARINC-429 обеспечивают высокую скорость измерений. Например, время измерения параметров одной электрической цепи составляет 15 микросекунд.

Применение системы «МАСКА» для испытаний СЗБ КА «Союз-ТМА» позволит опробовать новейшее испытательное

оборудование в ракетно-космической технике, а также существенно снизит время, стоимость и трудоёмкость испытаний.

### Библиографический список

1. Монтаж, контроль и испытания электротехнического оборудования ЛА [Текст] / А.Н. Коптев, А.А. Миненков, Б.Н. Марьин [и др.]. – М.: Машиностроение 1998.

2. Крон, Г. Тензорный анализ сетей [Текст] / Г. Крон; пер. с англ.; под ред. Л.Т. Кузина, П.Г. Кузнецова. – М.: Советское радио, 1978. – 720 с.

3. Чжен, Г. Диагностика отказов цифровых вычислительных систем [Текст] / Г. Чжен, Е. Мэннинг, Г. Метц; пер. с англ.; под ред. И.Б. Михайлова. – М.: Мир, 1972. – 232 с.

4. Эйкопф, П. Основы идентификации систем управления [Текст] / П. Эйкопф; пер. с англ.; под ред. Н.С. Райбмана. – М.: Мир, 1975. – 680 с.

## CURRENT STATE OF THE THEORY AND PRACTICE OF CIRCUIT WIRING CONTROL AND TESTING OF THE AVIONICS OF ROCKET FAIRINGS OF MIDDLE-CLASS LAUNCH VEHICLES

© 2013 A. N. Koptev, A. A. Gulyaev

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

<sup>2</sup>Space Rocket Center «TsSKB-Progress»

The paper presents an existing technology of controlling circuit wiring and tests of rocket fairings of middle-class launch vehicles. The essential features required of modern control systems of circuit wiring and tests of middle-class launch vehicles are formulated. An overview of the automated microprocessor control system MASKA is presented and the possibility of using it for the testing of the avionics of rocket fairings of middle-class launch vehicles is shown.

*Tensor analysis, rocket fairing, launch vehicle, circuitry control equipment, generalized object, technical diagnostics.*

### Информация об авторах

**Коптев Анатолий Никитович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследова-

тельский университет). E-mail: [eat@ssau.ru](mailto:eat@ssau.ru). Область научных интересов: контроль и испытания летательных аппаратов и их систем.

**Гуляев Алексей Алексеевич**, инженер, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: [ratibor85@yandex.ru](mailto:ratibor85@yandex.ru). Область научных интересов: контроль и испытания летательных аппаратов и их систем.

**Koptev Anatoly Nikitovich**, doctor of technical science, professor, head of the aircraft maintenance department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [eat@ssau.ru](mailto:eat@ssau.ru). Area of research: control and testing of aircraft and their systems.

**Gulyaev Alexey Alexeevich**, engineer of Space Rocket Center «TsSKB-Progress». E-mail: [ratibor85@yandex.ru](mailto:ratibor85@yandex.ru). Area of research: control and testing of aircraft and their systems.



УДК 629.78

## МЕТОДИКА РАСЧЁТА СОБСТВЕННОЙ ЁМКОСТИ ПЛОСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2013 Н. Д. Сёмкин, В. В. Брагин, Р. А. Помельников, В. Л. Балакин

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Предложена методика расчёта распределения потенциалов на основе использования триангуляционного метода аппроксимации поверхностей, метода площадок и аналитического нахождения элементов матрицы кулоновского взаимодействия. Полученные результаты имеют хорошую сходимость с экспериментами по исследованию процессов электризации на малом космическом аппарате "АИСТ".

*Триангуляция, собственная ёмкость, метод интегральных уравнений, космический аппарат, электризация.*

### Введение

Взаимодействие космического аппарата (КА) с окружающей космической плазмой имеет большое научное значение [1], поскольку оно позволяет определить свойства и состав плазмы, и, кроме того, плазма является одним из вредных факторов воздействия космического пространства на КА. В результате эта проблема имеет как научное, так и прикладное значение [2, 3].

В настоящее время существуют несколько методик математического моделирования электризации КА [4]. Эти методики основаны на различных методах аппроксимации поверхности и таких математических методах, как метод интегральных уравнений (МИУ), называемый также методом граничных элементов, или метод конечных элементов (МКЭ). Эти математические методы имеют свои преимущества и недостатки, они применяются в зависимости от высоты орбит КА и, следовательно, в зависимости от свойств окружающей КА плазмы. Хотя для унификации математического обеспечения возможно применение МИУ для проведения анализа электризации как высокоорбитальных, так и низкоорбитальных КА.

Данный метод пространственного распределения потенциала описывается следующим соотношением [4]:

$$U(r) = \int_s \frac{s(r')}{|r-r'|} dS', \quad (1)$$

где  $U(r)$  – пространственное распределение потенциала;  $s(r')$  – относительная плотность поверхностного заряда;  $r(r')$  – распределение пространственного заряда в окружающем КА пространстве;  $r'$  – радиус-вектор центра тяжести  $i$ -го элемента поверхности КА.

Для численного решения данного интегрального уравнения относительно  $s(r)$  необходимо разбить поверхность КА на элементы, в качестве которых удобно использовать треугольники. Плотность поверхностного заряда  $s_i$  на каждом элементе считается постоянной, и, следовательно, интегральное уравнение сводится к системе линейных уравнений относительно плотности зарядов элементов  $s_i$ :

$$\sum_j A_{mn} s_j = U_i^*, \quad (2)$$

где  $A_{mn}$  – матрица кулоновского взаимодействия;  $U_i^*$  – эффективный потенциал поверхности  $i$ -го элемента.

Искомым решением этой системы является матрица взаимных ёмкостей



элементов поверхности КА  $C_{mn}$ , которая является обратной к матрице  $A_{mn}$ , определяемой уравнением [4]:

$$A_{mn} = \int_{S_i} \frac{dS_i}{|r_i - r_0|}, \quad (3)$$

где  $r_0$  – радиус-вектор центр тяжести  $i$ -го треугольника; интегрирование по переменной  $r_i$  ведётся по площади треугольника. Диагональные элементы этой матрицы имеют особенность при  $r_i = r_j$ , в результате которой уравнения типа (3) называются уравнениями Фредгольма первого рода.

### Методика расчёта собственной ёмкости пластинки

При нахождении матрицы взаимных ёмкостей элементов поверхности КА необходимо решать уравнение Фредгольма, которое не имеет численного решения, т.к. ядро данного интегрального уравнения обращается в бесконечность в области интегрирования. В связи с этим авторами предложена методика, основанная на су-

$$y = \frac{x}{x_{i+1} - x_i} (y_{i+1} - y_i) + y_i - \frac{x_i}{x_{i+1} - x_i} (y_{i+1} - y_i) = Ax + B, \quad (5)$$

где

$$A = \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i}, \quad B = y_i - \frac{x_i}{x_{i+1} - x_i} (y_{i+1} - y_i).$$

ществующем аналитическом методе расчёта собственной ёмкости [5]. Данный метод нахождения собственной ёмкости сводится к аппроксимации плоской поверхности квадратной сеткой со стороной  $a$  и решению интеграла вида [5]:

$$\int_S \frac{dS}{R} = \int_0^a dx \int_0^a \frac{dy}{\sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2}}, \quad (4)$$

где  $x_i$  и  $y_i$  – координаты центра масс элемента квадратной сетки.

Для применения данного метода нахождения собственной ёмкости необходимо аппроксимировать поверхность КА треугольной сеткой.

Аппроксимация прямоугольной пластинки производится следующим образом.

Разбиваем плоскость на прямоугольники с координатами  $(x_i, y_i)$ . Каждый прямоугольник разбиваем на две части отрезком (рис. 1) с уравнением, преобразованным к виду:

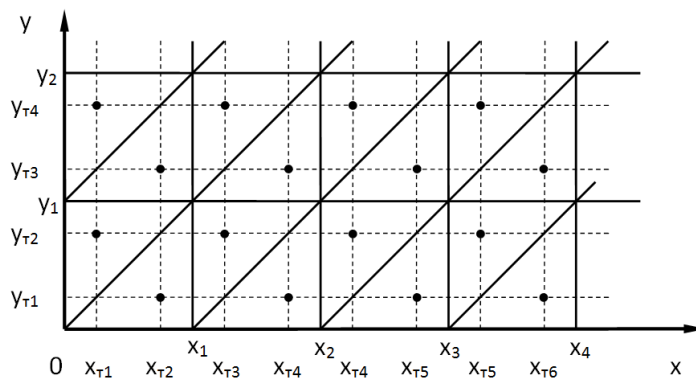


Рис. 1. Аппроксимация прямоугольной пластинки

Находим пределы интегрирования при условии:

- центр масс треугольника  $(x_{Ti}, y_{Ti})$  лежит выше гипотенузы треугольника. Тогда интеграл (3) примет вид:

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} dx \int_{Ax+B}^{y_{i+1}} \frac{dy}{\sqrt{(x-x_{Ti})^2 + (y-y_{Ti})^2}}; \quad (6)$$

- центр масс треугольника  $(x_i, y_i)$  лежит ниже гипотенузы треугольника.

Тогда интеграл примет вид:

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} dx \int_{y_i}^{Ax+B} \frac{dy}{\sqrt{(x-x_{Ti})^2 + (y-y_{Ti})^2}}. \quad (7)$$

Произведём следующие замены в уравнении (7):

$$C=x-x_{Ti}, D=y-y_{Ti}, dD=dy$$

и получим с учётом изменения области интегрирования уравнения следующее уравнение:

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} dx \int_{y_i-y_{Ti}}^{Ax+B-y_{Ti}} \frac{dD}{\sqrt{C^2 + D^2}}. \quad (8)$$

В результате интегрирования (8) получаем разницу интегралов

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} \left( \ln \left( Ax + B - y_{Ti} + \sqrt{(x-x_{Ti})^2 + (Ax+B-y_{Ti})^2} \right) - \ln \left( y_i - y_{Ti} + \sqrt{(x-x_{Ti})^2 + (y_i-y_{Ti})^2} \right) \right) dx. \quad (9)$$

Преобразуем натуральные логарифмы в уравнении (9) в обратные тригонометрические функции [6] и произведём замену  $B_{y_{Ti}} = B - y_{Ti}$ :

$$\text{Arcsh} \left( \frac{Ax + B_{y_{Ti}}}{x - x_{Ti}} \right) = \ln \left( \frac{Ax + B_{y_{Ti}} + \sqrt{(Ax + B_{y_{Ti}})^2 + (x - x_{Ti})^2}}{x - x_{Ti}} \right) + \ln(x - x_{Ti}); \quad (10)$$

$$\text{Arcsh} \left( \frac{y - y_{Ti}}{x - x_{Ti}} \right) = \ln \left( \frac{y - y_{Ti} + \sqrt{(y - y_{Ti})^2 + (x - x_{Ti})^2}}{x - x_{Ti}} \right) + \ln(x - x_{Ti}). \quad (11)$$

Подставим (10) и (11) в (9) и получим

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} \left( \text{Arcsh} \left( \frac{Ax + B_{y_{Ti}}}{x - x_{Ti}} \right) \right) dx - \int_{x_i}^{x_{i+1}} \left( \text{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x - x_{Ti}} \right) \right) dx. \quad (12)$$

Для решения первого интеграла в уравнении (12) произведём замену:  $t=x-x_{Ti}$ ,  $dt=dx$ ,  $M=Ax_{Ti}+B_{y_{Ti}}$  и преобразуем пределы интегрирования.

Решением интеграла будет

$$\int_{x_i-x_{Ti}}^{x_{i+1}-x_{Ti}} \text{Arcsh} \left( \frac{Ax + B_{y_{Ti}}}{x - x_{Ti}} \right) dx = \left| t \text{Arcsh} \left( \frac{At + M}{t} \right) \right|_{x_i-x_{Ti}}^{x_{i+1}-x_{Ti}} + \left| \frac{M}{\sqrt{1+A^2}} \ln \left( 2\sqrt{(1+A^2) \cdot t^2 + M^2} + 2AMt + \frac{2(AM+t+A^2t)}{\sqrt{1+A^2}} \right) \right|_{x_i-x_{Ti}}^{x_{i+1}-x_{Ti}}. \quad (13)$$

Преобразуем (13) к виду:

$$\left| t \operatorname{Arcsh} \left( \frac{At + M}{t} \right) + \left| \frac{M}{\sqrt{1 + A^2}} \right| \left( \ln \left( \sqrt{((1 + A^2) \cdot t^2 + M^2 + 2A \cdot Mt) \cdot (1 + A^2)} + A \cdot M + t + A^2 t \right) + \ln \left( \frac{2}{\sqrt{1 + A^2}} \right) \right) \right| \quad (14)$$

Преобразуем подкоренное выражение из уравнения (14):

$$\begin{aligned} ((1 + A^2) \cdot t^2 + M^2 + 2A \cdot Mt) \cdot (1 + A^2) &= A^2 M^2 + 2AMt + 2A^3 Mt + t^2 + \\ &+ 2A^2 t^2 + A^4 t^2 + M^2. \end{aligned} \quad (15)$$

Часть выражения (15) можно преобразовать в квадрат суммы:

$$A^2 M^2 + 2AMt + 2A^3 Mt + t^2 + 2A^2 t^2 + A^4 t^2 = (AM + t + A^2 t)^2. \quad (16)$$

Тогда подкоренное выражение в уравнении (14) будет иметь вид:

$$((1 + A^2) \cdot t^2 + M^2 + 2A \cdot M) \cdot (1 + A^2) = (AM + t + A^2 t)^2 + M^2. \quad (17)$$

Уравнение (14) преобразуем к виду:

$$\left| t \operatorname{Arcsh} \left( \frac{At + M}{t} \right) + \left| \frac{M}{\sqrt{1 + A^2}} \right| \left( \ln \left( \sqrt{(AM + t + A^2 t)^2 + M^2 + A \cdot M + t + A^2 t} \right) + \ln \left( \frac{2}{\sqrt{1 + A^2}} \right) \right) \right| \quad (18)$$

Для преобразования натурального логарифма к обратной гиперболической функции приведём уравнение (18) к следующему виду:

$$\left| t \operatorname{Arcsh} \left( \frac{At + M}{t} \right) + \left| \frac{M}{\sqrt{1 + A^2}} \right| \left( \ln \left( \frac{\sqrt{(AM + t + A^2 t)^2 + M^2 + AM + t + A^2 t}}{M} \right) + \ln \left( \frac{2M}{\sqrt{1 + A^2}} \right) \right) \right| \quad (19)$$

Заменим часть уравнения (19) на

$$\ln \left( \frac{\sqrt{(AM + t + A^2 t)^2 + M^2 + AM + t + A^2 t}}{M} \right) = \operatorname{Arcsh} \left( \frac{AM + t + A^2 t}{M} \right) \quad (20)$$

Окончательно после подстановки (20) в (19) с учётом обратных преобразований получим

$$|t| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{At + Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}}{t} \right) + \left| \frac{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}}{\sqrt{1 + A^2}} \right| \left( \operatorname{Arcsh} \left( \frac{A(Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}) + t + A^2 t}{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}} \right) + \ln \left( \frac{2(Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}})}{\sqrt{1 + A^2}} \right) \right) \Bigg|_{x_i - x_{Ti}}^{x_{i+1} - x_{Ti}} \quad (21)$$

Решение второго интеграла уравнения (12) будет иметь вид:

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} \operatorname{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x - x_{Ti}} \right) dx = \left| x - x_{Ti} \operatorname{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x - x_{Ti}} \right) + \right|_{x_i}^{x_{i+1}} + \left| y_i - y_{Ti} \operatorname{Arcsh} \left( \frac{x - x_{Ti}}{y_i - y_{Ti}} \right) \right|_{x_i} \quad (22)$$

Окончательное выражение матрицы взаимных ёмкостей элементов поверхности КА выглядит следующим образом:

$$C_{ij} = |x_{i+1} - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{Ax_{i+1} + B_{y_{Ti}}}{t} \right) + \left| \frac{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}}{\sqrt{1 + A^2}} \right| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{A(Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}) + x_{i+1} - x_{Ti} + A^2(x_{i+1} - x_{Ti})}{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}} \right) - \\ - |x_i - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{Ax_i + B_{y_{Ti}}}{t} \right) - \left| \frac{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}}{\sqrt{1 + A^2}} \right| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{A(Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}) + x_i - x_{Ti} + A^2(x_i - x_{Ti})}{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}} \right) - \\ - \left( |x_{i+1} - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x_{i+1} - x_{Ti}} \right) + |y_i - y_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{x_{i+1} - x_{Ti}}{y_i - y_{Ti}} \right) \right) + \left( |x_i - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x_i - x_{Ti}} \right) + |y_i - y_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{x_i - x_{Ti}}{y_i - y_{Ti}} \right) \right) \quad (23)$$

Выражение (23) позволяет рассчитать матрицу взаимных ёмкостей элементов плоской поверхности. Матрица является решением системы линейных уравнений, позволяющих получить плотность поверхностного заряда (потенциал) поверхности. При другом методе триангуляции поверхности (аппроксимации поверхности треугольниками другой формы) [7]

и, следовательно, других пределах интегрирования, возможно рассчитать потенциал поверхности элементов более сложной формы, например, поверхности КА.

В качестве примера проведён расчёт потенциалов для плоского элемента конструкции КА (солнечной батареи). Получена следующая матрица собственных ёмкостей:

2.407	0.960	0.519	0.365	0.508	0.724	0.367	0.347
0.960	2.407	0.724	0.508	0.365	0.519	0.347	0.367
0.508	0.724	2.407	0.960	0.353	0.532	0.508	0.724
0.365	0.519	0.960	2.407	0.264	0.350	0.365	0.519
0.519	0.365	0.347	0.264	2.407	0.960	0.519	0.365
0.724	0.508	0.532	0.353	0.960	2.407	0.724	0.508
0.367	0.347	0.519	0.365	0.508	0.724	2.407	0.960
0.347	0.367	0.724	0.508	0.365	0.519	0.960	2.407

В результате получаем следующее распределение потенциала поверхности плоского элемента КА (рис. 2).

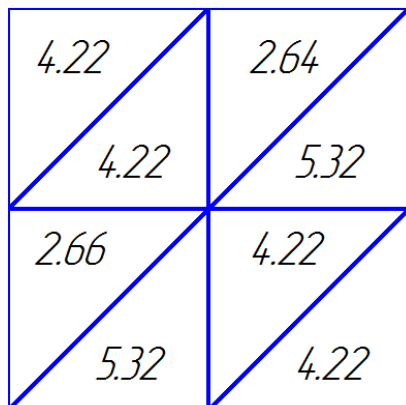


Рис. 2. Распределение собственных потенциалов элементов поверхности КА

В примере при расчёте шаг сетки составлял 0,05 м и суммарный потенциал на пластинке составил 32,8 В. При пересчёте на реальную солнечную батарею, например с площадью 2 м<sup>2</sup>, потенциал составит 3280В. Расчёт был проведён для условий функционирования КА в диапазоне высот 550-600 км.

### Выводы

1. Предложенная методика, основанная на аналитическом решении интегрального уравнения Фредгольма первого рода, позволяет получить матрицу собственных ёмкостей элементов КА, применяемую для расчёта значения потенциалов поверхностей КА различной геометрической формы, что позволяет повысить точность и скорость вычислений методом интегральных уравнений.

2. Данная методика позволяет определить потенциал поверхности не только КА, но и рассчитать собственную ёмкость бесконтактных ёмкостных датчиков или определить потенциал исследуемых в ускорителе частиц образцов материалов.

3. Измеренные потенциалы поверхности МКА «АИСТ» имеют хорошее совпадение с результатами, полученными в ходе моделирования.

### Библиографический список

1. Графодатский, О.С. Взаимодействие спутников связи с окружающей средой [Текст] / О.С. Графодатский, Ш.Н. Исляев. – Томск: МГП «РАСКО», 1993. – 208 с.

2. Моделирование распределения электромагнитного поля при электростатическом разряде на поверхности космического аппарата [Текст] / Н.Д. Семкин, В.Л. Балакин, Р.А. Помельников [и др.] // Вестн. СГАУ, – Самара. – 2012. – №2(33). – С.112-119.

3. Методы защиты негерметичных отсеков космического аппарата от проникновения электромагнитного поля [Текст] / Н.Д. Семкин, В.Л. Балакин, Р.А. Помельников [и др.] // Вестн. СГАУ, Самара. – 2012. – №2(33). – С.120-125.

4. Модель космоса [Текст]: в 2 т. / под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. – Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М.: КДУ, 2007. – 1143 с.

5. Иоссель, Ю.Я. Расчет электрической ёмкости [Текст] / Ю.Я. Иоссель, Э.С. Кочанов, М.Г. Струнский. – Л.: ЭНЕРГОИЗДАТ. – 1981. – 285 с.

6. Янпольский, А.Р. Гиперболические функции [Текст] / А.Р. Янпольский. – М.: Гос. изд-во физ.-математ. лит. – 1960. – 195 с.

7. Галанин, М.П. Разработка и реализация алгоритмов трехмерной триангуляции сложных пространственных областей: прямые методы [Электронный ресурс] / [www.keldysh.ru/papers/2006/rep10/rep2006\\_10.html](http://www.keldysh.ru/papers/2006/rep10/rep2006_10.html)

## METHOD OF CALCULATING SELF-CAPACITANCE IN PLANAR STRUCTURAL ELEMENTS OF A SPACECRAFT

© 2013 N. D. Syomkin, V. V. Bragin, R. A. Pomelnikov, V. L. Balakin

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The paper presents a methodology for calculating distribution of potentials based on the triangulation method of plane approximation, surface method and analytical determination of the matrix elements of Coulomb interaction. The results obtained demonstrate good agreement with the experiments on the electrization process in small spacecraft «AIST».

*Triangulation, self-capacitance, method of integral equations, spacecraft, electrization.*

### Информация об авторах

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: системы управления движением, физика высокоскоростного удара, космические исследования.

**Брагин Василий Владимирович**, аспирант кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Область научных интересов: электромагнитная совместимость, физика космической плазмы.

**Помельников Роман Александрович**, младший научный сотрудник, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [r\\_cosmos@mail.ru](mailto:r_cosmos@mail.ru). Область научных интересов: космическая физика, масс-спектрометрия, электромагнитная совместимость.

**Балакин Виктор Леонидович**, доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космическое машиностроение.

**Syomkin Nikolay Danilovich**, doctor of technical science, professor, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Bragin Vasily Vladimirovich**, postgraduate student, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Area of research: electromagnetic compatibility, space plasma physics.

**Pomelnikov Roman Alexandrovich**, junior research associate, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [r\\_cosmos@mail.ru](mailto:r_cosmos@mail.ru). Area of research: space physics, mass-spectrometry, electromagnetic compatibility.

**Balakin Victor Leonidovich**, doctor of technical science, professor, the department of space engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Area of research: flight dynamics, flying vehicle motion control, space engineering.

УДК 629.7.085.24

## НАСТРОЙКА ПНЕВМОПРИВОДА НАЗЕМНОЙ КАТАПУЛТЫ НА ПОСТОЯННЫЙ ЗАКОН ТЯГОВОГО УСИЛИЯ

© 2013 В. А. Серeda

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт», Украина

Представлен анализ баланса давлений в полостях пневмопривода наземного пускового устройства (НПУ, катапульта). Предложен метод оптимизации динамических характеристик НПУ путём подбора закона противодействия, который позволяет получить постоянный закон тягового усилия. Получен оптимальный диаметр проходного сечения клапана сброса давления в результате однопараметрического решения вариационной задачи. Представлены динамические характеристики исследуемых конфигураций катапульта и произведена оценка их динамических характеристик.

*Наземная катапульта, беспилотный летательный аппарат, клапан сброса давления, тяговое усилие, вариационная задача.*

### Введение

Одно из основных условий оптимизации динамических характеристик наземных пусковых устройств (НПУ, катапульта) беспилотных летательных аппаратов (БЛА) состоит в обеспечении постоянства перегрузки в процессе старта. В классе НПУ, приводимых в действие импульсными тепловыми машинами (ИТМ), это условие может быть реализовано либо за счёт адаптивной характеристики трансмиссии, либо путём соответствующей организации газодинамического процесса в рабочем цилиндре.

Являясь механической составляющей НПУ, трансмиссия занимает значительную долю в общей массе конструкции и её габариты прямо пропорциональны энергетическим возможностям привода. Модернизация трансмиссии путём настройки на постоянный закон передачи тягового усилия не всегда целесообразна, т.к. влечёт за собой ещё большее увеличение массы всей конструкции, что негативно сказывается на характеристиках компактности и мобильности НПУ.

Преобразование тяги в результате газодинамической настройки может быть эффективно реализовано путём воздействия на составляющие, действующие в противоположном направлении главного

вектора силы. В области артиллерийского стрелково-пушечного вооружения проблема преобразования передаваемого усилия успешно решена с помощью различных амортизаторов, демпферов, тормозов и т.д. [1].

Принцип действия данных устройств заключается в создании силы сопротивления  $R(x)$  основному усилию  $F(x)$ , которая преобразуется в результирующее усилие в виде разности  $P(x) = F(x) - R(x)$ . В зависимости от назначения устройства и преследуемых целей представляется возможным получить результирующее усилие любого вида путём подбора соответствующего закона сопротивления  $R(x)$ . Этот опыт, направленный на получение оптимальных характеристик классических ИТМ, может быть успешно транслирован в область систем низкой баллистики, к которым относятся катапульти.

В статье рассмотрен способ влияния на динамические характеристики привода НПУ путём воздействия на силовой баланс ведущего звена (поршня) за счёт создания дополнительного сопротивления с целью получения закона тягового усилия, близкого к постоянному. Изложенный материал структурно дополняет комплекс мероприятий по приданию постоянного



тягового усилия привода в рамках метода оптимизации динамических характеристик НПУ [2].

### Принцип настройки привода

Большинство ИТМ наземных катапульт реализуется в виде пневматического линейного двигателя двустороннего действия с односторонним штоком (рис. 1). Для возврата в исходное положение подвижных звеньев ИТМ и создания усилия натяжения троса НПУ используется подача газа в запоршневое пространство с помощью золотникового распределителя (ЗРМ). В момент старта для быстрого опорожнения полости за поршнем используют клапаны быстрого сброса давления (КС), эффективность которых зави-

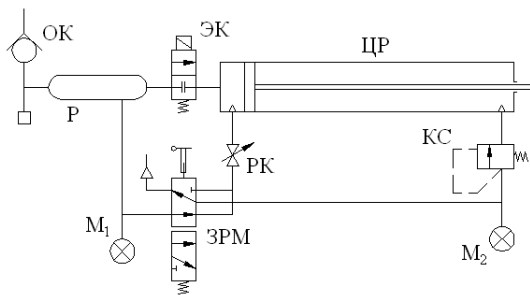


Рис. 1. Принципиальная пневмосхема катапульты:  
ОК – обратный клапан; Р – ресивер;  
ЭК – электрокран; РК – ручной кран;  
ЗРМ – золотниковый распределитель механический; КС – клапан сброса давления;  
ЦР – цилиндр рабочий; М1, М2 – манометры

В классическом пневматическом линейном двигателе клапан быстрого сброса давления понижает противодействие до уровня атмосферного  $p_{II}(x) = p_0 = 1 \text{ атм}$ , в результате чего результирующее давление выражается эквидистантой к давлению расширения (рис. 3):

$$p(x) = p_p(x) - p_0. \quad (1)$$

Отсюда тривиальным является утверждение, что для получения постоянного значения результирующего давления  $p(x)$  необходимо, чтобы противодействие было эквидистантно давлению расширения (рис. 4):

сит от подбора величины проходного сечения.

Для решения задачи настройки НПУ не требуется принципиально новых средств моделирования, т.к. конфигурация не имеет принципиальных отличий от классического пневмопривода. Необходимый для этого инструментарий с достаточной полнотой представлен в виде универсальной технологии численного моделирования НПУ [3]. На рис. 2 изображена расчётная область нестационарной газотермодинамической 3D модели пневмопривода НПУ разрешением  $24 \times 24 \times 170$  ячеек и пространственным шагом 0,005 м.

Расчёты проводились на базе программного комплекса, разработанного в среде программирования Compaq Visual Fortran.

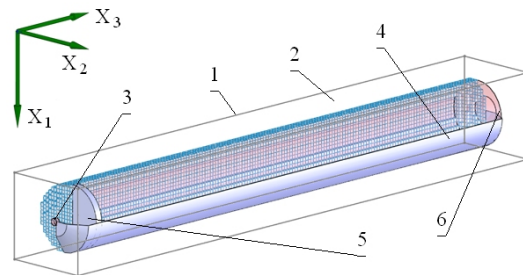


Рис. 2. Сеточное отображение объекта исследования в расчётной области:  
1 – контрольный объём; 2 – свободные границы;  
3 – распределённые особенности;  
4 – импортируемый твёрдый образ объекта; 5 – подвижные звенья системы;  
6 – начальное состояние

$$p_p(x) - p_{II}(x) = p(x) = const. \quad (2)$$

Такой закон сопротивления выражается в виде разности давления расширения на каждом временном слое  $p_p(x)$  и значением в конце рабочего цикла  $p_p(L)$  с учётом атмосферного давления  $p_0 = 1 \text{ атм}$  (рис. 4):

$$p_{II}(x) = p_p(x) - p_p(L) + p_0. \quad (3)$$

Таким образом, пространство за поршнем играет роль демпфирующей камеры, интегрированной в единый рабочий цилиндр.

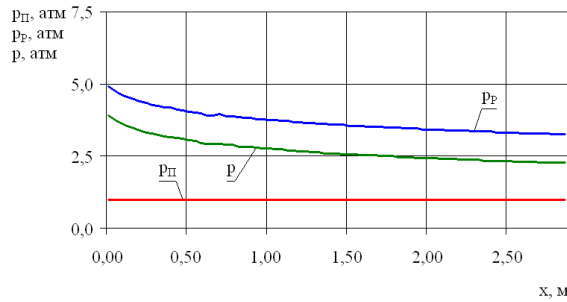


Рис. 3. Баланс давлений в классическом пневмоприводе

### Постановка задачи оптимизации

Диаметр проходного сечения клапана сброса давления  $d_{KC}$  при прочих равных условиях однозначно определяет закон истечения воздуха из запоршневого пространства и поэтому единственным образом устанавливает зависимость изменения противодействия  $p_{II}(x)$ .

Таким образом, задача оптимизации НПУ сводится к отысканию такой величины проходного сечения клапана сброса давления  $d_{KC}$ , при которой функционал длины направляющей  $J(L)$  приобретает минимальное значение с областью определения  $L \in D(J)$  [4]:

$$J(d_{KC}) = \inf_{L \in D(J)} J(L). \quad (4)$$

В приведённой формулировке вариационная задача (4) имеет дополнительные ограничения по стартовой перегрузке, минимальному диаметру клапана и начальному уровню давления ВАД:

$$\begin{aligned} n_x(x) &\leq n_{x \text{ доп}}; \\ d_{KC} &\leq d_{KC \text{ кр}}; \\ p_p(x) \Big|_{x=0} &\leq p_{\text{доп}}, \end{aligned}$$

где  $n_{x \text{ доп}}$  — предельно допустимый уровень стартовой перегрузки;  $d_{KC \text{ кр}}$  — критический диаметр сечения, при котором скорость истечения приближается к звуковой;  $p_{\text{доп}}$  — предельно допустимый уро-

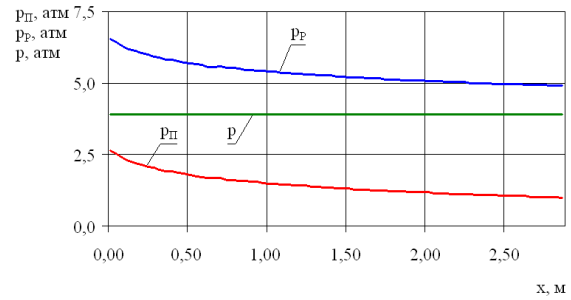


Рис. 4. Баланс давлений в пневмоприводе с сопротивляющейся воздушной полостью

вень давления в ВАД, установленный органами Котлонадзора.

Поиск оптимальных значений диаметра клапана проводился в несколько итераций с шагом 0,001 м (табл. 1) и последующим нормированием полученного тягового усилия согласно культивируемому методу [3] с помощью коэффициента полноты циклограммы тяги (КПЦТ), а также оценки начальной скорости БЛА.

Анализ показывает, что оптимальной является конфигурация НПУ с диаметром клапана сброса давления 0,27 дюймов (табл. 1, третья итерация), т.к. при этом имеется необходимая скорость ввода в полёт БЛА ( $V_{\min} = 22 \text{ м/с}$ ) и сохраняется достаточно высокое значение КПЦТ. Уменьшение диаметра клапана ниже 0,23 дюймов (четвёртая – шестая итерации) ведёт к забросу тягового усилия в начальный момент времени выше допустимого значения  $n_{x \text{ доп}} = 4 \text{ g}$ .

### Оптимальная конфигурация катапульты

Полученные в результате каждого приближения интегральные характеристики привода, а также динамические характеристики НПУ изображены на рис. 5-8.

Закон перегрузки отличается от идеального постоянного  $n_x(x) = \text{const}$  и имеет незначительный заброс в начале разгона (рис. 5, четвёртая – шестая итерации). Однако удаётся компенсировать падение перегрузки в конце рабочего цикла катапульты.

В результате оптимизации НПУ удаётся получить практически линейный закон набора скорости БЛА (рис. 6, третья итерация) и сократить участок разгона на 30% при гарантии достижения минимальной скорости ввода в полёт БЛА.

Кривые изменения давления расширения и сопротивления, соответствующие третьей итерации, эквидистантны (рис. 7), что делает закон изменения стартовой перегрузки наиболее близким к постоянному.

С уменьшением диаметра клапана сброса давления истечение газа в конце разгона происходит быстрее (рис. 8, четвёртая – шестая итерации), что приводит к быстрому падению тяги.

### Анализ физических полей пневмопривода

На рис. 9 представлен фазовый срез рабочего процесса на одной из итераций пневматической катапульты с демпфирующей камерой в конечный момент времени в виде карт физических полей основных параметров и интегральных характеристик.

Низкая дифференциация карт давления даёт основания судить об однородности физических полей в основной полости и запоршневом пространстве ИТМ, что свидетельствует о низкой интенсивности волнового процесса.

Таблица 1. Результаты однопараметрического метода оптимизации НПУ

№ п/п	Параметр	Итерация						
		0	1	2	3	4	5	6
1	Диаметр, м / дюйм	>0,5	0,38	0,31	0,27	0,23	0,19	0,15
2	КПЦТ	0,57	0,69	0,76	0,81	0,85	0,87	0,89
3	Скорость схода, м/с	18,7	19,8	21,7	23,2	24,2	25,0	25,5

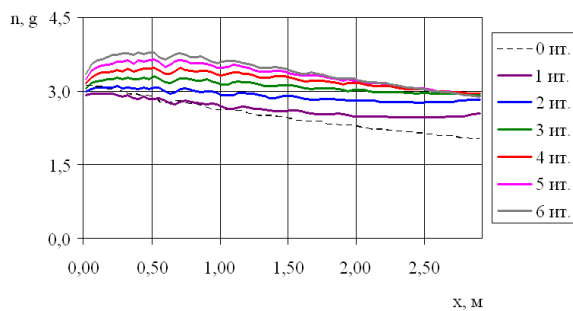


Рис. 5. Зависимость изменения стартовой перегрузки

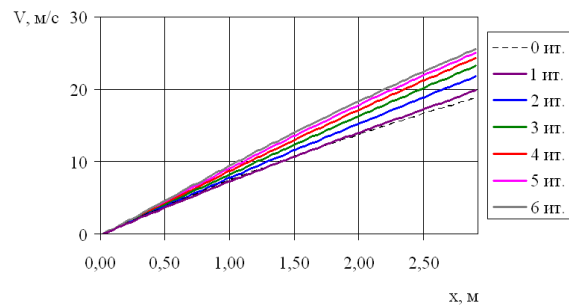


Рис. 6. Динамика набора скорости БЛА

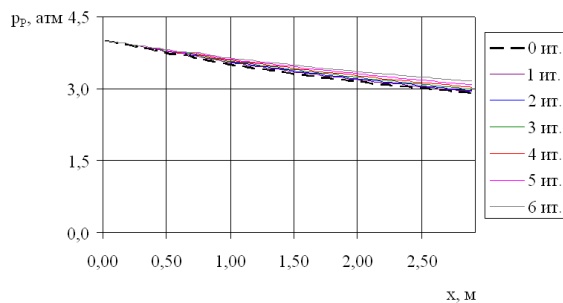


Рис. 7. Давление расширения

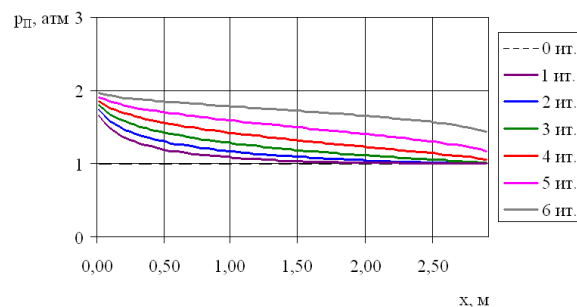


Рис. 8. Противодействие

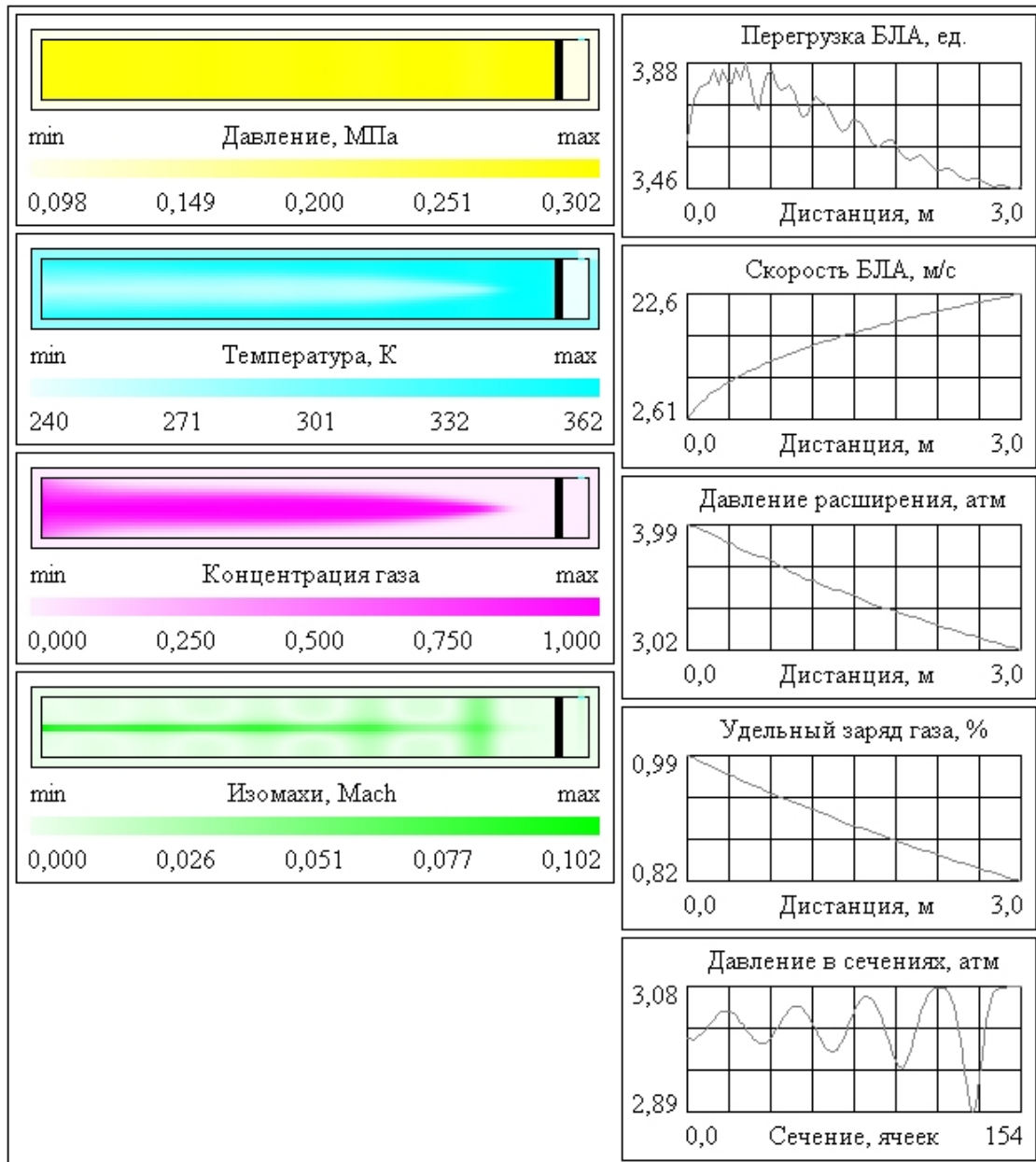


Рис. 9. Состояние в НПУ в конце рабочего цикла

За движущимся поршнем наблюдается локальное повышение температуры. Это приводит к увеличению скорости распространения волн разряжения и усилению амплитуды колебаний среды, что в целом выглядит не критично (рис. 9).

НПУ с демпфирующей камерой обладает наилучшими характеристиками заполнения цилиндра рабочим телом, т.к. движение поршня замедляется по причине повышенного сопротивления воздуха в пространстве за поршнем.

На протяжении всего времени работы устройства наблюдается истечение га-

за через окно сброса давления в дозвуковом режиме. Исключение составляет непродолжительный момент открытия клапана, когда скорость истечения близка к звуковой.

### Заключение

Состояние внутреннего течения не имеет принципиальных отличий от классической пневмокатапульты [3] и, тем не менее, обладает более совершенными динамическими характеристиками.

Использование пневмодемпферов для ввода в полёт тяжёлых БЛА требует

перехода на оборудование высокого давления (более 12 атм), что затруднительно в связи с необходимостью его лицензирования в органах Котлонадзора.

В целом, можно констатировать сложности в достижении идентичных законов  $p_p(x)$  и  $p_{II}(x)$  путём однопараметрического регулирования проходного сечения клапана сброса давления. Поэтому также не исключено варьирование величины начального уровня давления в запоршневом пространстве.

### Библиографический список

1. Серeda, В.А. Постановка задачи оптимизации наземных пусковых устройств [Электронный ресурс] / В.А. Серeda // Труды МАИ. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=44445>. – 25 ноября 2013. – № 70. – 10 с.

2. Соколов, И. А. Основания устройства и конструкция орудий и боеприпасов наземной артиллерии [Текст] / И.А. Соколов – М.: Военное изд-во Министерства обороны СССР, 1976. – 460 с.

3. Серeda, В.А. Оптимизация динамических характеристик катапульты с телескопическим приводом [Текст] / В.А. Серeda // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Х., 2012. – Вып. 2 (70) – С. 34-41.

4. Серeda, В.А. Комплексно-сопряженная модель вакуумного наземного пускового устройства легкого беспилотного летательного аппарата [Текст] / В.А. Серeda // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 3 (80). – С. 30-36.

5. Мышкис, А.Д. Математика для втузов. Специальные курсы [Текст] / А.Д. Мышкис – М.: Наука, 1971. – 632 с.

## ADJUSTMENT OF THE PNEUMATIC DRIVE OF A GROUND CATAPULT TO THE PERMANENT LAW OF TRACTIVE FORCE

© 2013 V. A. Sereda

National Aerospace University  
named after N. E. Zhukovski «Kharkov Aviation Institute», Ukraine

The paper presents an analysis of pressure balance in the pneumatic drive of a ground launching device (GLD, catapult). A method for optimizing the dynamic characteristics of GLD by choosing the counter pressure law is proposed that makes it possible to obtain a permanent traction law. An optimal diameter of the opening area of the depressurization valve is obtained as a result of one-parameter solution of a variational problem. The dynamic characteristics of the catapult configuration being tested are presented and evaluated.

*Ground catapult, unmanned aircraft, depressurization valve, propulsion thrust, variational problem.*

### Информация об авторе

**Серeda Владислав Александрович**, кандидат технических наук, ассистент кафедры ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». E-mail: [sereda\\_vlad@ukr.net](mailto:sereda_vlad@ukr.net). Область научных интересов: наземные пусковые устройства беспилотных летательных аппаратов.

**Sereda Vladislav Alexandrovich**, candidate of engineering, assistant professor of the department of space-rocket engines and aircraft power plants, National Aerospace University named after N. E. Zhukovski «Kharkov Aviation Institute». E-mail: [sereda\\_vlad@ukr.net](mailto:sereda_vlad@ukr.net). Area of research: ground launching devices of unmanned aircraft.

УДК 629.7.02.015.4

## ОБОСНОВАНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА ПРИ МНОГОЦЕЛЕВОМ ПРИМЕНЕНИИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РЕСУРСНЫХ И ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

© 2013 П. А. Фомичёв<sup>1</sup>, В. И. Клепцов<sup>2</sup><sup>1</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»<sup>2</sup>ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева»

Предложен подход к определению долговечности конструкции крыла транспортного самолёта при многоцелевом применении. Получены соотношения для расчёта долговечности по результатам ресурсных испытаний в зависимости от профилей типовых полётов и относительного налёта на этих профилях в эксплуатации. Получены зависимости для расчёта этих повреждений в рамках известной модели дискретной атмосферной турбулентности. Показана возможность уточнения расчёта усталостного повреждения по экспериментальной интегральной повторяемости приращения перегрузок на воздушном этапе.

*Долговечность конструкции, усталостное повреждение, профиль полёта, интегральная повторяемость, перегрузка, испытания.*

### Введение

Характерной особенностью создаваемых и стареющих самолётов является требование увеличения длительности эксплуатации.

В мировой практике существует несколько основных подходов к проектированию авиационных конструкций. Изначально самолёты создавали по методу обеспечения безопасного ресурса (safe-life). Этот метод гарантирует конкретный период эксплуатации для всего парка самолётов данного типа при принятых одинаковых условиях без серьёзной вероятности катастрофического или опасного усталостного разрушения. Многолетний опыт создания самолётов показал, что при необходимости увеличения ресурса целесообразно применение метода эксплуатационной живучести, который включает в себя принципы допустимости повреждения (damage tolerance) и безопасного разрушения (fail-safe). Данный метод основан на предположении, что после повреждения либо разрушения одного или нескольких элементов оставшаяся неповрежденной часть конструкции должна выдерживать эксплуатационные нагрузки. В связи

с этим метод эксплуатационной живучести дополняют требованием периодических осмотров в течение всего срока эксплуатации каждого самолёта.

Ресурс самолёта ограничен «сверху» долговечностью регулярных зон конструкции планера, которыми в основном являются продольные стыки нижних панелей крыла и продольные стыки обшивок фюзеляжа.

В работах [1-5] рассмотрены проблемы проектирования и установления ресурса эксплуатируемых самолётов.

Заключение о ресурсе конструкции получают по результатам лабораторных ресурсных испытаний (РИ). Программу РИ разрабатывают на основе предполагаемых профилей типовых полётов с учётом накопленной ранее статистики для самолётов аналогичной категории. Нагрузки на воздушных участках типовых полётов находят в соответствии с отраслевым стандартом турбулентности атмосферы [6]. В процессе эксплуатации профили типовых полётов уточняют, возможна эксплуатация самолёта как транспортного средства по не предполагавшимся ранее профилям. Для самолёта Бе-200ЧС наиболее повреждающими являются участки

полётов на пожаротушение, для которых характерным является полёт на высотах до 400 м в зоне повышенной турбулентности. Однако отраслевой стандарт не устанавливает характеристики турбулентности на высотах до 300 м [6].

Цель данной статьи состоит в получении расчётных зависимостей для нахождения долговечности регулярных зон конструкции по результатам ресурсных испытаний и данным лётных измерений перегрузок в центре тяжести при многоцелевом применении самолёта. Рассмотренный подход соответствует методу обеспечения безопасного ресурса.

### Соотношения для расчёта долговечности при многоцелевом применении

Пусть в процессе ресурсных испытаний долговечность до возникновения трещин в регулярных зонах составила  $\lambda_{исп}$  блоков нагружения (типовых полётов). Усталостное повреждение за один блок программы РИ обозначим  $D_{исп}$ , тогда общее усталостное повреждение в испытаниях составит

$$D_{ри} = D_{исп} \cdot \lambda_{исп}. \quad (1)$$

В зависимости от решаемой задачи в качестве  $\lambda_{исп}$  может быть принято и подтверждённое в испытаниях число блоков нагрузок, при котором усталостные трещины в регулярных зонах не возникли.

Рассмотрим случай, когда самолёт эксплуатируется по  $k$  профилям типовых полётов. Обозначим усталостное повреждение на  $i$ -м профиле  $D_i$ , относительный налёт  $\alpha_i$  и суммарное число обобщенных типовых полётов при многоцелевом применении  $\lambda$ .

Усталостное повреждение за  $\lambda$  полётов в эксплуатации равно

$$D_{эксп} = \sum_i^k D_i \cdot \lambda_i,$$

где  $\lambda_i$  - число типовых полётов на  $i$ -м профиле;

$$\lambda_i = \lambda \cdot \alpha_i,$$

$$D_{эксп} = \lambda \cdot \sum_i^k D_i \cdot \alpha_i, \quad (2)$$

$$\sum_i^k \alpha_i = 1.$$

Условие отсутствия разрушения в эксплуатации запишем в виде

$$D_{эксп} \leq D_{ри}.$$

Это соотношение с учётом (1) и (2) примет вид

$$\lambda \cdot \sum_i^k \frac{D_i}{D_{исп}} \cdot \alpha_i \leq \lambda_{исп}. \quad (3)$$

Выражение (3) позволяет определить допустимое число обобщенных типовых полётов и налёт на каждом профиле полёта при заданных значениях  $\alpha_i$ .

В процессе эксплуатации удобно фиксировать время налёта для каждого типового полёта. Долговечности в лётных часах, соответствующие программе РИ и  $i$ -му профилю, составляют

$$T_{исп} = \lambda_{исп} \cdot \tau_{исп}, \quad T_i = \lambda_i \cdot \tau_i,$$

где  $\tau_{исп}$ ,  $\tau_i$  - время типового полёта, принятого в испытаниях, и время для  $i$ -го профиля. Тогда

$$\lambda_{исп} = \frac{T_{исп}}{\tau_{исп}}, \quad \lambda_i = \frac{T_i}{\tau_i}.$$

После подстановки этих соотношений в (3) имеем

$$\sum_i^k \frac{D_i}{D_{исп}} \cdot \frac{\tau_{исп}}{\tau_i} \cdot T_i \leq T_{исп}. \quad (4)$$

Для того чтобы воспользоваться (3) или (4), необходимо знать усталостное повреждение, накапливаемое за один блок программы ресурсных испытаний и за ти-



повой полёт каждого из рассматриваемых профилей.

Усталостное повреждение элемента конструкции за  $i$ -й типовой полёт есть сумма усталостного повреждения от случайных нагрузок, обусловленных турбулентностью атмосферы, и повреждения от закономерно повторяющегося в каждом полёте цикла «земля-воздух-земля» (ЗВЗ). Рассмотрим последовательно определение указанных повреждений. Для сокращения записи опустим индекс  $i$ .

Расчёт усталостного повреждения выполним с использованием гипотезы линейного суммирования, зависимости для нахождения эквивалентных напряжений отнулевого цикла нагрузок, степенного уравнения кривой усталости элемента конструкции.

#### Повреждение от случайных нагрузок

Отраслевой стандарт «Модель турбулентности атмосферы» ОСТ 1 02514–84 устанавливает характеристики турбулентности, влияющие на прочность и выносливость конструкции для всех стадий проектирования, испытаний и эксплуатации [6]. В стандарте регламентирована интегральная повторяемость дискретных вертикальных воздушных порывов, превышающих вертикальную скорость заданной величины на 1 км пролетаемого самолётом пути, в зависимости от высоты полёта

$$F(w) = F_0 \cdot e^{-\frac{w}{C_w}},$$

где  $F_0$ ,  $C_w$  – параметры интегральной повторяемости порывов, зависящие от высоты полёта;  $F_0$  – общее число порывов на 1 км пути;  $F(w)$  – число порывов на 1 км пути с эффективной вертикальной скоростью, превышающей  $w$ .

Приращение вертикальной перегрузки  $\Delta n_y$  в центре масс самолёта зависит от вертикальной скорости порыва:

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha \rho_0 V_j w S_{кр}}{2G_j} \cdot K_j,$$

где  $V_j$  – индикаторная скорость полёта на высоте  $H_j$ ,  $\rho_0$  – плотность воздуха на уровне моря,  $G_j$  – вес самолёта на  $j$ -м режиме полёта,  $K_j$  – коэффициент ослабления порыва [6].

Каждый этап типового полёта, включающего набор высоты, крейсерский полёт, снижение и посадку, разобьём по времени на несколько режимов с постоянными для каждого режима скоростью, высотой, весами самолёта и топлива в крыле. Общее число режимов за весь типовой полёт обозначим через  $r$ . Определим высоту  $H_j$ , скорость  $V_j$ , веса самолёта  $G_j$  и топлива  $G_{tj}$ , пролетаемый путь  $L_j$  для каждого  $j$ -го режима полёта.

С учётом пути  $L_j$ , пролетаемого на  $j$ -м режиме, число порывов, превышающих скорость  $w$ , составит

$$F_j(w) = L_j F_{0j} e^{-\frac{w}{C_{wj}}}.$$

Введём обозначение

$$C_{nj} = \frac{C_y^\alpha \rho_0 V_j C_{wj} S_{кр}}{2G_j} \cdot K_j. \quad (5)$$

Тогда

$$F_j(\Delta n_y) = L_j F_{0j} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}}.$$

Вероятность превышения перегрузки  $\Delta n_y$  на  $j$ -м режиме

$$P_j(\Delta n_y) = \frac{F_j(\Delta n_y)}{L_j F_{0j}} = e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}}.$$

Плотность вероятности распределения приращений перегрузки



$$\varphi_j(\Delta n_y) = \left| \frac{dP_j(\Delta n_y)}{d\Delta n_y} \right| = \frac{1}{C_{nj}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}}$$

Вероятность попадания в интервал  $d\Delta n_y$  составит

$$\varphi_j(\Delta n_y) d\Delta n_y.$$

Поскольку общее число перегрузок на режиме равно  $L_j \cdot F_{oj}$ , то приращение числа циклов нагрузок

$$dn = L_j F_{oj} j_j(\Delta n_y) d\Delta n_y$$

или

$$dn = \frac{L_j F_{oj}}{C_{nj}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y.$$

Накопленное на  $j$ -м режиме усталостное повреждение в соответствии с линейной гипотезой суммирования усталостных повреждений равно

$$D_j = \int \frac{dn}{N} = \frac{L_j F_{oj}}{C_{nj}} \int \frac{1}{N} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y.$$

В соответствии с формулой Одингга эквивалентное напряжение отнулевого цикла нагрузок на  $j$ -м режиме полёта

$$\sigma_{\text{эkv}} = \bar{\sigma}_j \cdot \sqrt{2\Delta n_y (1 + \Delta n_y)},$$

где  $\bar{\sigma}_j$  – напряжение при единичной перегрузке на  $j$ -м режиме полёта,

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_j &= \frac{S^3}{M^3} \cdot \bar{M}_j, \\ \bar{M}_j &= a(z) \cdot \frac{G_{cj}}{G_{co}} - b(z) \cdot \frac{G_{mj}}{G_{mo}} - c(z). \end{aligned} \tag{6}$$

Здесь  $M^3$ ,  $S^3$  – эксплуатационные изгибающий момент в сечении крыла и напряжение в элементе конструкции при

этом моменте, определённое по результатам расчёта общего напряжённого состояния крыла методом конечных элементов;  $\bar{M}_j$  – изгибающий момент в сечении крыла при единичной перегрузке на  $j$ -м режиме полёта;  $G_{cj}$ ,  $G_{tj}$  – веса самолёта и топлива в крыле на  $j$ -м режиме полёта;  $G_{co}$ ,  $G_{to}$  – веса самолёта и топлива в крыле, при которых выполнен расчёт изгибающих моментов;  $a(z)$ ,  $b(z)$ ,  $c(z)$  – параметры зависимости изгибающего момента от весов самолёта, топлива в консоли и веса крыла при единичной перегрузке для сечения крыла с координатой  $z$ .

Степенное уравнение кривой усталости примем в виде

$$N \cdot \sigma^m = C,$$

где  $N$  – число циклов до разрушения при регулярном нагружении;  $\sigma$  – максимальное напряжение отнулевого цикла нагрузок;  $C$ ,  $m$  – параметры уравнения.

С учётом степенного уравнения кривой усталости получим

$$N_j = \frac{C}{\bar{\sigma}_j^m} (2\Delta n_y (1 + \Delta n_y))^{\frac{m}{2}}.$$

Зависимость для расчёта накопленного повреждения на  $j$ -м режиме полёта для дискретной схемы атмосферной турбулентности примет вид

$$D_j = \frac{L_j F_{oj}}{C \cdot C_{nj}} \cdot \bar{\sigma}_j^m \cdot \int (2\Delta n_y (1 + \Delta n_y))^{\frac{m}{2}} e^{-\frac{\Delta n_y}{C_{nj}}} d\Delta n_y. \tag{7}$$

Усталостное повреждение от случайных нагрузок на всех режимах  $i$ -го типового полёта

$$D_{\text{сл}} = \sum_{j=1}^r D_j. \tag{8}$$

### Расчёт повреждения от цикла ЗВЗ

В соответствии с рекомендациями ЦАГИ для определения максимального приращения перегрузки цикла ЗВЗ необходимо принимать

$$F_c(\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}) = 0,694.$$

Это следует из допущения об экспоненциальном распределении пиковых значений приращения перегрузки за типовой полёт:

$$P(\Delta n_{y \max}) = e^{-F_c(\Delta n_y)}.$$

В качестве вероятности превышения пиковых значений предложено принимать  $P(\Delta n_{y \max}) = 0,5$ . Условие для нахождения приращения перегрузки цикла ЗВЗ имеет вид

$$\sum_{j=1}^r L_j F_{oj} \exp\left(-\frac{\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}}{C_{nj}}\right) = 0,694. \quad (9)$$

Это уравнение легко решить численно относительно  $\Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}$ .

Максимальная перегрузка цикла ЗВЗ

$$n_{y \max}^{ЗВЗ} = 1 + \Delta n_{y \max}^{ЗВЗ}.$$

Максимальное напряжение в рассматриваемом элементе конструкции

$$\sigma_{\max}^{ЗВЗ} = \overline{\sigma_{cp}} \cdot n_{y \max}^{ЗВЗ},$$

где  $\overline{\sigma_{cp}}$  - среднее значение напряжения при единичной перегрузке на режимах полёта.

В качестве минимального напряжения цикла ЗВЗ принимают значение, соответствующее наземным режимам эксплуатации или пропорциональное  $\overline{\sigma_{cp}}$ :

$$\sigma_{\min}^{ЗВЗ} = -t \cdot \overline{\sigma_{cp}}.$$

Эквивалентное напряжение цикла ЗВЗ найдём по формуле Одингга

$$\sigma_{\text{экв}}^{ЗВЗ} = \sqrt{\sigma_{\max}^{ЗВЗ} (\sigma_{\max}^{ЗВЗ} - \sigma_{\min}^{ЗВЗ})}$$

или

$$\sigma_{\text{экв}}^{ЗВЗ} = \overline{\sigma_{cp}} \cdot \sqrt{n_{y \max}^{ЗВЗ} (n_{y \max}^{ЗВЗ} + t)}.$$

Число циклов до разрушения при регулярном нагружении с этим напряжением равно

$$N_{ЗВЗ} = \frac{C}{(\sigma_{\text{экв}}^{ЗВЗ})^m}.$$

Усталостное повреждение от цикла ЗВЗ за один типовой полёт

$$D_{ЗВЗ} = 1 / N_{ЗВЗ}.$$

Суммарное усталостное повреждение за  $i$ -й типовой полёт составит

$$D_i = D_{ЗВЗ} + D_{сл}. \quad (10)$$

### Расчёт повреждения за блок нагрузок в испытаниях

При блочном нагружении конструкции в ресурсных испытаниях известна последовательность экстремумов силовых факторов, в частности изгибающих моментов, в каждом сечении крыла. В результате схематизации этой последовательности методом полных циклов может быть получено сочетание максимальных  $M_{\max i}$  и минимальных  $M_{\min i}$  изгибающих моментов и число циклов их повторения  $n_i$  в одном блоке программы РИ. Эквивалентный отнулевой момент равен

$$M_{0i} = \sqrt{M_{\max i} (M_{\max i} - M_{\min i})}.$$

Изгибающий момент, вносящий за один цикл такое же усталостное повреждение, как и блок нагрузок, равен

$$M_{\text{экв}} = \left( \sum n_i \cdot M_{0i}^m \right)^{\frac{1}{m}}.$$

Напряжение в элементе конструкции, соответствующее этому моменту, равно

$$\sigma_{\text{экв}} = \frac{\sigma^3}{M^3} \cdot M_{\text{экв}}.$$

Усталостное повреждение за блок программы ресурсных испытаний составит

$$D_{\text{исп}} = \frac{1}{C} \cdot \sigma_{\text{экв}}^m. \quad (11)$$

Соотношения (10), (11) позволяют решить задачу об обосновании долговечности регулярных зон крыла самолёта согласно (3) или (4) при многоцелевом применении по результатам ресурсных испытаний. Пределы применимости обусловлены принятой гипотезой о линейном суммировании усталостных повреждений, что исключает необходимость в использовании дополнительных (зачастую противоречивых) эмпирических коэффициентов. Преимущество состоит в исключении параметра  $C$ , который зависит и от технологии изготовления натурной конструкции. В случае, когда условия эксплуатации самолёта, например Бе-200ЧС при полётах на пожаротушение, не соответствуют ограничениям, указанным в [6], целесообразно применение следующего подхода.

Усталостное повреждение (7) на  $j$ -м режиме типового полёта зависит от параметров  $F_0$  и  $C_n$  интегральной повторяемости приращения перегрузок. Эти параметры могут быть найдены по результатам обработки лётных измерений приращений

перегрузок. При этом важно синхронизировать значения приращений перегрузок с весами самолёта и топлива в крыле. Напряжения при единичной перегрузке должны быть найдены согласно (6) для рассматриваемого режима типового полёта.

На рис. 1 представлены результаты расчёта приращений перегрузок в центре масс самолёта Бе-200ЧС при выполнении транспортных полётов. Для сопоставления представлены интегральные повторяемости приращений перегрузок за один полёт самолётов RRJ-95LR и Ту-134. Данные по этим самолётам приведены в статье [7]. В ней отмечено, что повторяемость Ту-134 соответствует лётным измерениям, а RRJ-95LR – расчётам по ОСТ 1 02514-84 [6].

На этом же рисунке пунктирной линией представлена интегральная повторяемость приращений перегрузок самолёта Бе-200ЧС при полётах на пожаротушение по типовому профилю, рассчитанная согласно ОСТ [6]. Сплошная линия соответствует данным лётных измерений эквивалентных моментов в четырёх сечениях крыла, по которым восстановлена интегральная повторяемость приращений перегрузок в центре масс самолёта при таких полётах.

Данные, показанные на рис. 1, позволяют отметить, что интегральная повторяемость приращений  $n_y$  при полётах на пожаротушение превышает соответствующую повторяемость согласно [6].

Величина усталостного повреждения (7) регулярной зоны конструкции за один типовой полёт с учётом  $F_0$  и  $C_n$ , найденных по результатам измерений перегрузок при полётах на пожаротушение, оказывается выше в 2,75 раза.

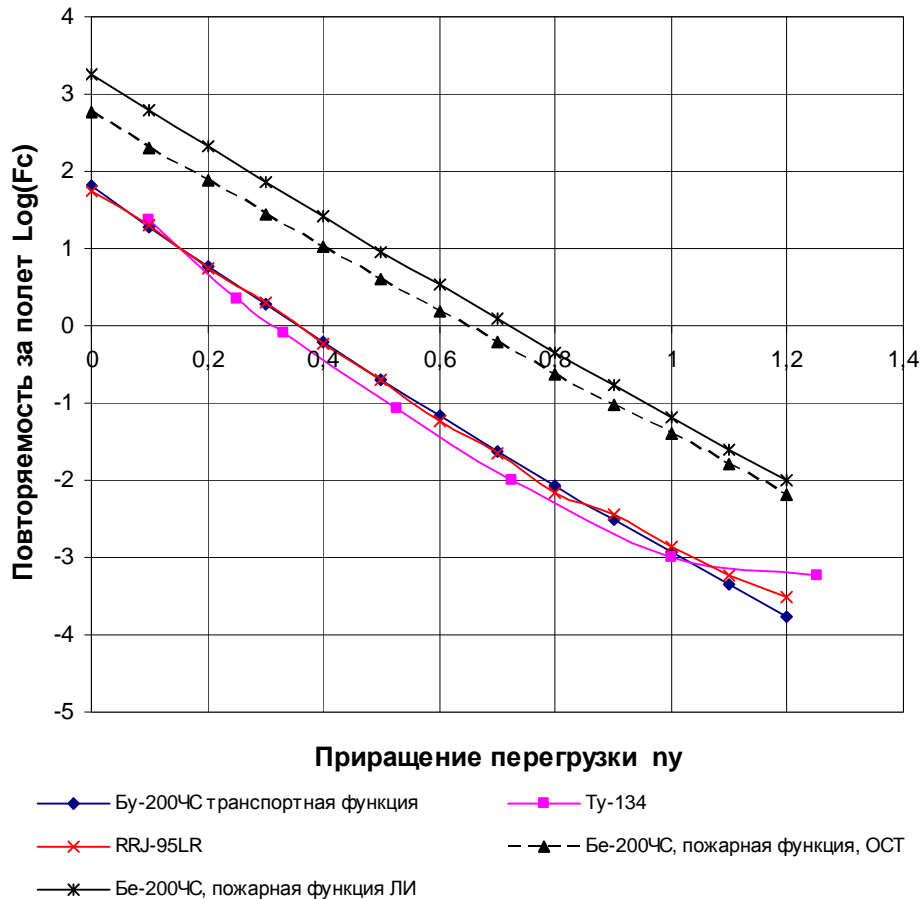


Рис.1. Интегральная повторяемость приращения перегрузки в центре масс самолётов на воздушном режиме за один полёт

### Библиографический список

1. Зависимость ресурсных характеристик среднемагистральных пассажирских самолётов от веса конструкции планера [Текст] / В.С. Дубинский, М.Д. Зайцев, Е.И. Крючков [и др.] // Тр. ЦАГИ. – Вып. 2658. – М., 2002. – С. 207 – 214.
2. Машиностроение. Энциклопедия. Т. 4-21. Самолёты и вертолёты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полёта и прочность [Текст] / ред. В.Г. Дмитриев. – М.: Машиностроение, 2002. – 799 с.
3. Нестеренко, Г.И. Ресурс и живучесть самолётных конструкций [Текст] / Г.И. Нестеренко // Проблемы машиностроения и надёжности машин. – 2005. – №1. – С. 106 – 118.
4. Левин, А.С. Уточнение безопасного ресурса критических элементов конструкции крыла «стареющего» пассажирского самолёта [Текст] / А.С. Левин, В.Е.

Стрижиус // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации. Сер. Аэромеханика, прочность, поддержание лётной годности ВС.– 2004. – Вып. 84 (2). – С. 35 – 43.

5. Стрижиус, В.Е. К расчету эквивалентов программ усталостных испытаний крыльев транспортных самолётов [Текст] / В.Е. Стрижиус // Ученые записки ЦАГИ. – 2000. – № 3-4. – С. 178 – 191.

6. ОСТ 1 02514-84 Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.

7. Стрижиус, В.Е. Типизированная программа нагружения элементов конструкции крыла регионального транспортного самолёта [Текст] / В.Е. Стрижиус // Науч. вестн. МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность, поддержание лётной годности ВС.– 2006. – № 103. – С. 145-154.

## **ASSURING THE DURABILITY OF TRANSPORT AIRCRAFT STRUCTURE IN MULTIPURPOSE USE BASED ON THE RESULTS OF ENDURANCE AND FLIGHT TESTS**

© 2013 P. A. Fomichev<sup>1</sup>, V. I. Kleptsov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky «KhAI»

<sup>2</sup>Beriev Aircraft Company plc, Taganrog

An approach is proposed to determine the durability of transport aircraft wing structure in multi-purpose use. Relationships are obtained for durability calculations based on fatigue test results depending on typical flight profiles and their relative flying time in service. Dependences are obtained for the calculation of damages within the framework of the known discrete model of atmospheric turbulence. The possibility of refining the fatigue damage calculation using the experimental cumulative probability of flight overload increment is shown. Applying to Be-200ChS aircraft, the fatigue damage in firefighting flights obtained from flight test data was found to be 2.75 times greater than the value calculated by the known method.

*Durability of structure, fatigue damage, flight profile, cumulative probability, overload, tests.*

### **Информация об авторах**

**Фомичёв Петр Александрович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». E-mail: [nil\\_prochnost@khai.edu](mailto:nil_prochnost@khai.edu). Область научных интересов: методы расчёта долговечности элементов конструкций при нерегулярном нагружении.

**Клепцов Виктор Иванович**, заместитель начальника отдела прочности, ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева». E-mail: [kleptsov@beriev.com](mailto:kleptsov@beriev.com). Область научных интересов: наземные и лётные прочностные испытания, ресурс воздушных судов.

**Fomichev Pyotr Aleksandrovich**, doctor of technical science, professor, head of the department of aircraft strength, National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky «KhAI». E-mail: [nil\\_prochnost@khai.edu](mailto:nil_prochnost@khai.edu). Area of research: methods of calculating durability under irregular loading.

**Kleptsov Victor Ivanovich**, deputy chief of the strength department, Beriev Aircraft Company. E-mail: [kleptsov@beriev.com](mailto:kleptsov@beriev.com). Area of research: ground and flight strength tests, durability of aircraft.

УДК 621.453

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ПРИСТЕНКА  
В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА  
НА САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА**

© 2013 С. А. Шустов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Излагается методика экспериментального исследования физических процессов формирования пристенка, приводится описание объекта исследования. Излагаются результаты проведённого экспериментального исследования, связанные с определением изменения по длине камеры сгорания толщины, температуры и фазового состава пристенка. Приводятся результаты сравнения толщин пристенка и пограничного слоя по длине камеры сгорания.

*Самовоспламеняющиеся компоненты топлива, смесительная головка, метод уноса массы, пристенок, пограничный слой, продукты сгорания, температура пристенка, толщина пристенка, фазовый состав пристенка.*

В системах управления космическими аппаратами широкое распространение в качестве исполнительных органов получили малоразмерные газогенераторы сверхзвуковых потоков (МРГГ). Для современного поколения малоразмерных газогенераторов на самовоспламеняющихся компонентах топлива одной из проблем является реализация предельно-достижимых энергетических характеристик. В связи с этим непрерывно совершенствуется организация рабочих процессов в камере сгорания МРГГ, что ведёт к повышению среднemasсовой температуры продуктов сгорания. В настоящее время в камерах сгорания МРГГ с эффективной организацией рабочих процессов среднemasсовая температура достигает 2700 К при предельной температуре около 3000 К. При этом резко обостряется проблема обеспечения приемлемого теплового состояния МРГГ, усугубляемая невозможностью организации регенеративного охлаждения. Поэтому наиболее эффективным способом обеспечения приемлемого теплового состояния стенок камеры МРГГ является организация пристеночного охлаждения. Однако до настоящего времени физические процессы, связанные с формированием пристенка в МРГГ на самовоспламеняющихся компонентах топлива, слабо изучены вследствие их

сложности. Это ограничивает возможности организации эффективной системы охлаждения МРГГ и дальнейшее повышение энергетической эффективности камеры МРГГ. В связи с этим целью работы является разработка методики и проведения исследования основных физических процессов, связанных с формированием пристенка в МРГГ на самовоспламеняющихся компонентах топлива.

Объектом экспериментального исследования являлся штатный МРГГ тягой около 100 Н со струйно-центробежной схемой смесеобразования на самовоспламеняющихся компонентах топлива. В этой схеме основная часть компонентов подаётся через центральную двухкомпонентную форсунку, а часть окислителя подаётся через шесть струйных центробежных форсунок (рис. 1).

В процессе исследования использовалась модульная конструкция камеры штатного МРГГ, обеспечивающая за счёт использования различных вставок измерение важнейших параметров, характеризующих ключевые физические процессы, связанные с формированием пристенка по длине камеры сгорания: толщина пристенка, его фазовый состав и температура. Основные элементы модульной конструкции и её характерные размеры показаны на рис. 1.

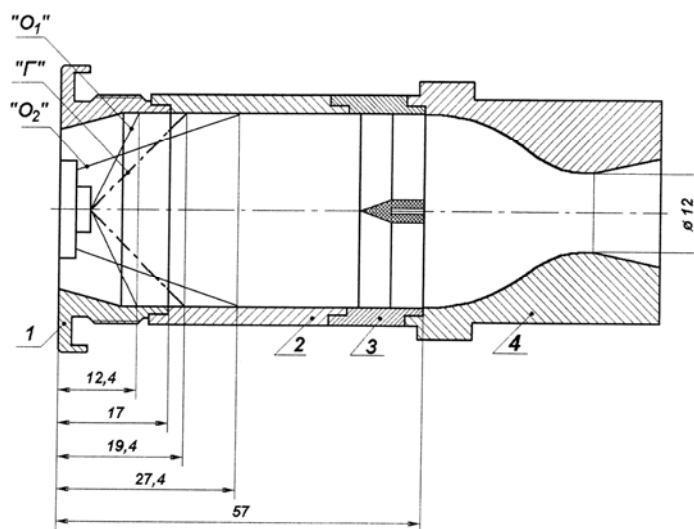


Рис. 1. Модульная конструкция камеры сгорания и сопла МРГГ:

- 1 – штатная смесительная головка камеры сгорания; 2 – цилиндрическая вставка;  
 3 – экспериментальная вставка с пластиной для измерения температуры; 4 – сопло «Г»,  
 «O<sub>1</sub>» - конуса распыла горючего и окислителя центробежной форсунки;  
 «O<sub>2</sub>»- струи окислителя (6 струй)

Для измерения температуры в потоке продуктов сгорания, как в пристенке, так и за его пределами, использовался метод уноса масс [1]. Метод основан на использовании пластины из плексигласа (полиметилкрилата), которая устанавливалась в камеру сгорания с помощью специальной вставки на заданном расстоянии от плоскости смесительной головки (позиция 3 на рис.1). Эта вставка представляет собой цилиндр из нержавеющей стали, в одном из торцов которого закреплена металлическая пластина-державка. Перед началом эксперимента в державку этой экспериментальной вставки устанавливается пластина из плексигласа. При этом предварительно с помощью инструментального микроскопа определяется начальная высота пластины по всей её длине. Затем эта экспериментальная вставка устанавливается в модульную конструкцию камеры экспериментального МРГГ и стягивается с другими конструктивными элементами тремя стяжными болтами. При этом обеспечивается герметичность стыков элементов модульной конструкции без установки каких-либо уплотнений. Отсутствие уплотнений в сочетании с высокой точностью изготовле-

ния конструктивных элементов модуля обеспечивает сохранение невозмущённого характера течения продуктов сгорания в непосредственной близости от стенки, что важно для правильности определения профиля температуры в области пристенка. При установке экспериментальной вставки в модульную конструкцию фиксировалось положение пластины относительно базовой плоскости головки камеры сгорания по угловой координате с точностью  $\pm 5^\circ$ . После установки экспериментальной вставки с пластиной из полиметилкрилата МРГГ включался на 0,5 с, пластина извлекалась из экспериментальной вставки и проводилось измерение величины уноса пластины (уменьшение начальной высоты) с помощью инструментального микроскопа с 60-кратным увеличением (погрешность измерения не превышала 5 микрон). Затем с использованием градуировочной зависимости, связывающей величину уноса пластины с температурой [1], по величине уноса определялось значение температуры продуктов сгорания. Используемая методика обеспечивает измерения температуры в продольном, поперечном и угловом направлениях в диапазоне от 350 К до

3000 К с погрешностью, не превышающей 6% (при уровне доверительной вероятности 0,95). Для измерения температуры пристенка с помощью термопар, а также

определения фазового состояния пристенка и его химического состава использовалась экспериментальная вставка, схема которой показана на рис. 2.

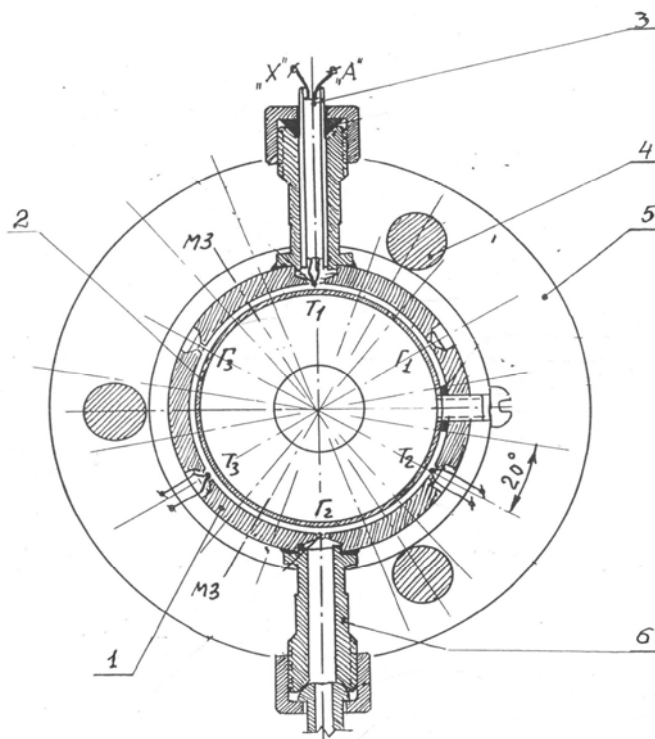


Рис. 2. Схема экспериментальной вставки для определения температуры, химического и фазового состава пристенка:  
1 - корпус вставки; 2 - отсечное кольцо пристенка;  
3 - корпус термопары; 4 - стяжной болт; 5 - нажимной фланец; 6 - корпус отборника газовой фазы

Основными элементами этой экспериментальной вставки является корпус 1, на внутренней стороне которого на расстоянии 0,5 мм закреплено отсечное кольцо 2. На внешней поверхности экспериментальной вставки размещены три корпуса для ввода термопар на угловом расстоянии друг от друга в  $120^{\circ}$ . Эти же корпуса используются для ввода датчиков фазового состава пристенка (принцип работы этих датчиков основан на изменении в зависимости от фазового состояния электропроводности среды, в которую помещён датчик). Таким же образом на внешней поверхности экспериментальной вставки размещались три корпуса отбора проб газовой фазы пристенка для определения её химического состава (позиция 6

на рис. 2). Экспериментальные вставки, показанные на рис. 1 и 2, соединялись с остальными элементами модульной конструкции камеры МРГГ (элементы 1,2 и 4 на рис.1) с помощью фланца на штатной смесительной головке и нажимного фланца на сопле (позиция 5 на рис.2) и стяжных болтов (позиция 6 на рис.2).

Изменение толщины пристенка в продольном и окружном направлениях определялось на основе экспериментально определённых полей температур в камере сгорания. За толщину пристенка принималось расстояние от стенки, на котором температура рабочего тела не превышала 400 К. Результаты экспериментального определения температуры продуктов сгорания и толщины пристенка в поперечных



сечениях камеры сгорания на расстояниях от среза форсуночной головки  $l_k$ , равных 28, 53 мм (штатная длина камеры сгорания) и 93 мм, приведены на рис.3–6.

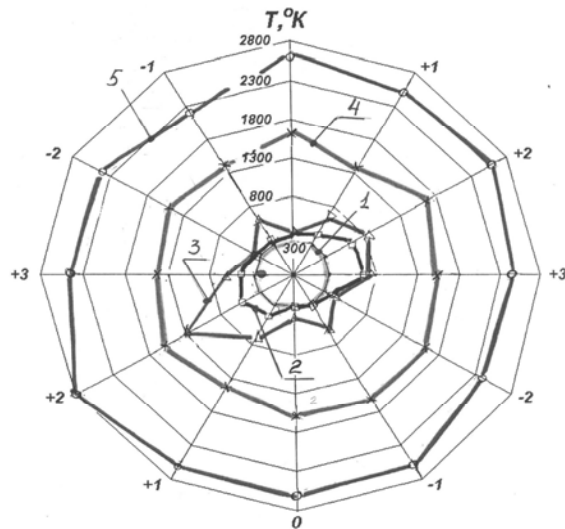


Рис. 3. Поле температур в поперечном сечении камеры сгорания на расстоянии 28 мм от плоскости смесительной головки:  
1 -  $d = 0$  мм; 2 -  $d = 0,5$  мм; 3 -  $d = 1$  мм;  
4 -  $d = 3$  мм; 5 -  $d = 7,5$  мм  
( $d$  - расстояние от стенки)

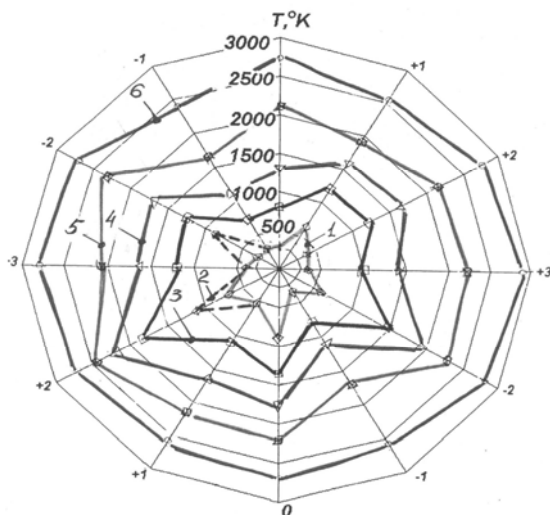


Рис. 4. Поле температур в поперечном сечении камеры сгорания на расстоянии 53 мм от плоскости смесительной головки:  
1 -  $d = 0$  мм; 2 -  $d = 0,2$  мм; 3 -  $d = 0,5$  мм;  
4 -  $d = 1$  мм; 5 -  $d = 3$  мм; 6 -  $d = 7,5$  мм  
( $d$  - расстояние от стенки)

На этих рисунках комбинации цифр (0,0), (+1,+1) соответствуют различному положению пластин из плексигласа с угловым расстоянием между соседними расположениями пластин, равным  $60^\circ$ . Такое расположение пластин из плексигласа в процессе проведения эксперимента обеспечивало получение информации о величине температуры продуктов сгорания как в радиальном, так и в окружном направлениях при фиксированном расстоянии пластин от среза форсуночной головки. Приведённые на рис. 3–6 результаты позволили выявить следующую физическую картину.

На расстоянии от плоскости смесительной головки менее 0,2 безразмерной длины камеры сгорания пристенок состоит из жидкой плёнки на стенке и газообразной фазы над ней. В диапазоне безразмерной длины камеры сгорания от 0,2 до 0,3 жидкая фаза пристенка переходит в газообразное состояние и при безразмерной длине камеры сгорания свыше 0,3 пристенок находится только в газовой фазе.

Изложим основные выявленные закономерности изменения толщины и температуры газовой фазы пристенка в продольном и окружном направлениях.

В сечении, расположенном на минимальном из исследованных расстояний от среза двухкомпонентной форсунки, равном 13 мм, толщина пристенка составляет от 1,5 мм до 3 мм. Затем, по мере удаления от среза форсунки, толщина пристенка непрерывно уменьшается. Так, на расстоянии 28 мм от среза форсунки толщина пристенка находится в диапазоне от 0,3 до 1 мм, имея существенную окружную неравномерность. На расстоянии 38 мм от среза форсунки толщина пристенка уменьшается до величины порядка 0,1 мм.

На рис. 4 показано поле температур в поперечном сечении камеры сгорания на расстоянии 53 мм от плоскости смесительной головки (соответствует штатной длине камеры сгорания исследованного МРГГ), а на рис. 5 показаны результаты

экспериментального определения толщины пристенка  $d_{пр}$  в окружном направлении для поперечного сечения камеры сгорания на входе в сопло (сплошная линия). Приведённые на рис. 4 и 5 результаты показывают, что для штатной камеры сгорания в поперечном сечении камеры сгорания, соответствующем входу в сопло, толщина пристенка находится в диапазоне 0,05...0,1 мм. При этом в четырёх точках наблюдается нулевая толщина пристенка, т.е. имеет место нарушение его сплошности.

На рис. 6 приведены результаты экспериментального определения поля температур в поперечном сечении камеры сгорания на расстоянии 93 мм от плоскости смесительной головки, почти в два раза превышающем длину штатной камеры сгорания. Эти результаты были использованы для определения толщины пристенка в окружном направлении при этой длине камеры сгорания (пунктирная линия на рис. 5). Приведённые на рис. 5 и 6 результаты показывают, что на расстоянии 93 мм от плоскости смесительной головки пристенок фактически исчезает, остаются лишь его следы в четырёх небольших участках на стенке, в которых температура на 100–200 К отличается от температуры 400 К.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что исследованная схема смесеобразования обеспечивает как формирование устойчивого пристенка, так и его высокую эффективность с точки зрения защиты стенок камеры сгорания от высокотемпературных продуктов сгорания. Установлено, что используемый метод уноса масс позволяет фиксировать толщину пристенка вплоть до величин менее 0,1 мм (рис.5). Это свидетельствует о весьма высокой чувствительности данного метода.

Для более глубокого понимания физической картины процессов формирования пристенка в МРГГ на самовоспламеняющихся компонентах весьма важно иметь надёжные представления о химическом составе пристенка, а также о соот-

ношении толщин пристенка и пограничного слоя по длине камеры сгорания, начиная от плоскости смесительной головки.

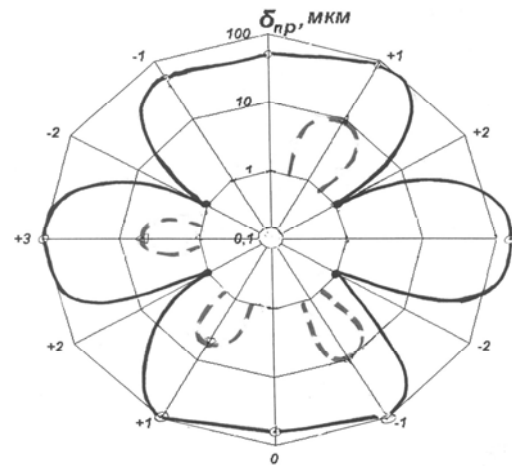


Рис. 5. Изменение толщины пристенка  $d_{пр}$  в окружном направлении в поперечном сечении камеры сгорания на расстоянии 53 и 93 мм от плоскости смесительной головки:

-  $l_k = 53$  мм; - - -  $l_k = 93$  мм

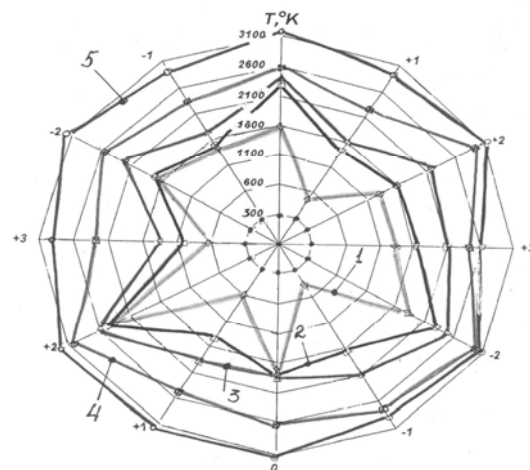


Рис. 6. Поле температур в поперечном сечении камеры сгорания на расстоянии 93 мм от плоскости смесительной головки:

1 -  $d = 0$  мм; 2 -  $d = 0,5$  мм; 3 -  $d = 1$  мм;  
4 -  $d = 3$  мм; 5 -  $d = 7,5$  мм  
( $d$  - расстояние от стенки)

Получение надёжных сведений о химическом составе пристенка является чрезвычайно сложной и не решённой до настоящего времени проблемой. Резуль-

таты проведённого химического анализа проб газовой фазы пристенка показали, что эта фаза пристенка не является парами какого-либо из компонентов и имеет весьма сложный химический состав. Выявленная в процессе исследования способность пристенка сохранять весьма низкую температуру, не превышающую 400 К по всей длине камеры сгорания независимо от его толщины, а также анализ результатов [2] проводят к выводу о том, что, вероятнее всего, пристенок для исследованной схемы смесеобразования представляет собой низкотемпературные продукты жидкофазного взаимодействия, так называемый парогаз.

Что касается соотношения толщин пристенка и пограничного слоя по длине камеры сгорания, то проведённое исследование показало: на расстоянии не более 30 мм от плоскости форсуночной головки толщина пристенка существенно превышает толщину пограничного слоя, на расстоянии от 30 до 60 мм эти толщины имеют одинаковый порядок, а на расстоянии свыше 60 мм толщина пристенка становится меньше толщины пограничного слоя.

### Выводы

1. Разработана и апробирована методика экспериментального исследования, позволившая получить детальную информацию о формировании пристенка в камере сгорания штатного МРГГ на самовоспламеняющихся компонентах топлива со струйно-центробежной системой смесеобразования.

2. Показано, что в диапазоне безразмерной длины камеры сгорания от 0,2 до 0,3 жидкая фаза пристенка переходит в газообразное состояние и при безразмерной длине камеры сгорания свыше 0,3 пристенок находится только в газовой фазе.

3. Выявлены закономерности формирования газовой фазы пристенка, толщина которого вблизи смесительной головки составляет несколько миллиметров, а на входе в сопло для штатной длины камеры сгорания толщина находится в диапазоне от 0,1 до 0,2 мм.

4. Установлено, что газовая фаза пристенка для исследованной схемы смесеобразования не является парами какого-либо из компонентов и имеет весьма сложный химический состав. Выявленная способность пристенка сохранять весьма низкую температуру, не превышающую 400 К по всей длине камеры сгорания, приводит к выводу о том, что, вероятнее всего, пристенок для исследованной схемы смесеобразования представляет собой низкотемпературные продукты жидкофазного взаимодействия, так называемый парогаз.

5. Показано, что для исследованной схемы смесеобразования МРГГ толщина пристенка существенно превышает толщину пограничного слоя на расстоянии от плоскости форсуночной головки не более 30 мм. На расстоянии от 30 до 60 мм эти толщины пристенка и пограничного слоя имеют одинаковый порядок, а на расстоянии свыше 60 мм толщина пристенка становится меньше толщины пограничного слоя.

### Библиографический список

1. Метод определения профилей состава и температуры высокотемпературных газовых потоков [Текст] / В.Н. Градов, В.Е. Нигодюк С.А. Шустов [и др.] // Инженерно-физический журнал, 1980. – Т. XXXVIII. – С. 853-858.

2. Нигодюк, В.Е. Исследование закономерностей жидкофазного взаимодействия компонентов СЖРТ [Текст] / В.Е. Нигодюк, А.В Сулинов // Вестник СГАУ, 2009. – Ч.2. – №3 (19). – С. 316-320.

## **EXPERIMENTAL RESEARCH OF WALL BOUNDARY FLOW FORMATION IN THE COMBUSTION CHAMBER OF A SMALL GAS GENERATOR WITH SELF-IGNITING FUEL COMPONENTS**

© 2013 S. A. Shustov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

The paper presents a method of experimental investigation of physical processes taking place in the formation of a wall boundary flow. The object of investigation is described. The results of the experimental research are presented. They are related to such parameters as changes in the thickness, temperature and phase composition of the wall boundary flow. The results of comparing the thickness of the wall boundary flow and that of the boundary layer along the combustion chamber are given.

*Self-igniting fuel components, mixing head, ablation process method, wall boundary flow, boundary layer, combustion products, wall boundary flow temperature, wall boundary flow thickness, wall boundary flow phase composition.*

### **Информация об авторе**

**Шустов Станислав Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [shustov.st@yandex.ru](mailto:shustov.st@yandex.ru). Область научных интересов: термогазодинамика ракетных двигателей.

**Shustov Stanislav Alekseevich**, candidate of technical science, associate professor, the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [shustov.st@yandex.ru](mailto:shustov.st@yandex.ru). Area of research: thermal gas dynamics of rocket engines.

УДК 621.453

**АНАЛИЗ ПОГРЕШНОСТЕЙ МЕТОДА УНОСА МАСС  
ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОФИЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ  
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ**

© 2013 С. А. Шустов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Проведён анализ погрешностей метода уноса масс для определения профилей температуры высокотемпературных газовых потоков. На основе учёта физических процессов при обтекании тел высокотемпературным потоком выявлены основные источники погрешностей метода уноса массы. Дана количественная оценка каждого из выявленных источников погрешностей.

*Методическая погрешность, случайная погрешность, глубина прогрева, время прогрева, квазистационарный режим, пристенок, тепловой слой, пограничный слой.*

Детальное описание методики экспериментального определения профилей температуры высокотемпературных газовых потоков, разработанной в КуАИ-СГАУ и основанной на принципе уноса массы, изложено в [1]. Пример использования этой методики для экспериментального исследования рабочих процессов в камере сгорания малоразмерных газогенераторов сверхзвуковых потоков (МРГГ) на самовоспламеняющихся компонентах топлива приведён в [2]. Практическая ценность получаемых с помощью этого метода результатов в значительной степени зависит от правильной оценки его погрешностей. Основой анализа источников погрешностей рассматриваемого метода является понимание физических процессов взаимодействия высокотемпературных продуктов сгорания с обтекаемым телом. Физические основы процесса уноса массы твёрдого тела под воздействием высокотемпературного потока, обтекающего это тело, достаточно хорошо изучены, поскольку на этом принципе основан широко известный в ракетно-космической технике способ теплозащиты [3,4]. Известно, что важными характеристиками процесса уноса массы являются такие взаимосвязанные параметры, как глубина  $d_T$  прогрева поверхности твёрдого тела под воздействием обтекающего его высокотемпературного потока и характерное время квазистационарного режима  $t^*$ .

С физической точки зрения глубина прогрева  $d_T$  – это линейный размер зоны, в которой происходят физико-химические процессы прогрева и газификации твёрдого тела под воздействием обтекающего его высокотемпературного потока. В соответствии с [3] величину  $d_T$  можно определить с помощью зависимости:

$$d_T = \frac{l}{r \cdot c \cdot v}, \quad (1)$$

где  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $\rho$  – плотность;  $c$  – теплоёмкость (параметры  $\lambda$ ,  $\rho$  и  $c$  относятся к твёрдому телу);  $v = \frac{dx}{dt}$  – линейная скорость уноса,  $dx$  – уменьшение тела за счёт уноса массы за время  $dt$ .

Время квазистационарного режима  $t^*$  – это промежуток времени, по истечении которого линейная скорость уноса  $v = \frac{dx}{dt}$  становится постоянной и количество тепла, отводимого внутрь, в точности равно количеству тепла, необходимому для подогрева унесённого материала от начальной температуры до температуры разрушения [3]. В соответствии с [3] величину  $t^*$  можно определить, используя зависимость:

$$t^* = \frac{l}{r \cdot c \cdot v^2}, \quad (2)$$

где величины  $\lambda$ ,  $\rho$ ,  $c$  и  $\nu$  имеют тот же смысл, что и в зависимости (1).

На рис.1 показана схема модульной конструкции камеры сгорания и сопла с экспериментальной вставкой для определения профилей температуры. На рис. 2 показан внешний вид вставки с пластиной до воздействия на неё продуктов сгорания, а на рис. 3 – внешний вид пластин после воздействия на них продуктов сгорания. Пластины выполнялись из полиметилметакрилата (плексигласа). Для этого материала

$$\lambda = 0.21 \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}; c = 1.38 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; r = 1190 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Экспериментально определённая средняя скорость уноса  $\nu$  равнялась  $1,5 \cdot 10^{-3}$  м/с. При этих значениях величина  $d_T = 0,087$  мм, а величина  $t^* = 0,06$  с.

Таким образом, глубина прогрева материала пластины под воздействием продуктов сгорания составляет менее 0,1 мм, а время прогрева на эту толщину составляет около 0,06 с. Поэтому при длительности включения МРГГ  $t_{\text{вкл}} \approx 1$  с процесс взаимодействия продуктов сгорания с пластиной является квазистационарным. Поэтому далее используется допущение о квазистационарности.

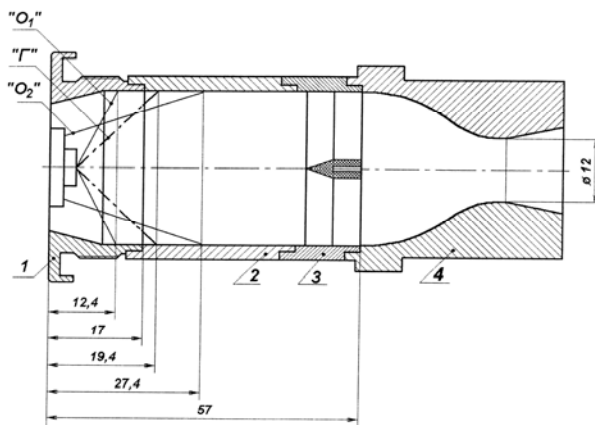


Рис. 1. Схема модульной конструкции камеры сгорания и сопла с экспериментальной вставкой для определения профилей температуры:

- 1 – штатная смесительная головка камеры сгорания; 2 – сменная цилиндрическая вставка; 3 – экспериментальная вставка с пластиной; 4 – сопло



Рис. 2. Внешний вид экспериментальной вставки с пластиной из полиметилметакрилата

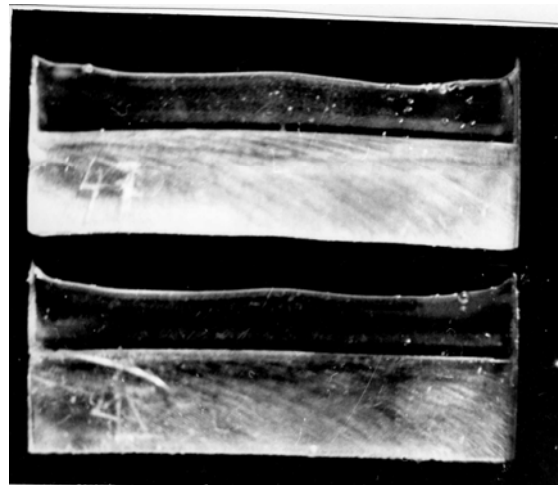


Рис. 3. Внешний вид пластин из полиметилметакрилата после воздействия на них продуктов сгорания

В процессе численного моделирования процесса взаимодействия продуктов сгорания с пластиной показана возможность определения температуры продуктов сгорания по относительной величине изменения высоты пластины, связанной с уносом её массы [1].

На рис. 4 показано типичное изменение высоты пластины для различных расстояний от плоскости форсуночной головки на примере штатного МРГГ ЭД-3 тягой около 100 Н.

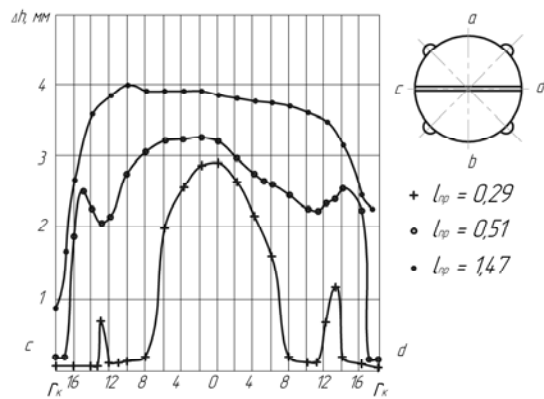


Рис. 4. Профили  $\Delta h(r)$  при различных значениях  $l_{np}$  для МРГГ ЭД-3 при положении пластины (с, d)

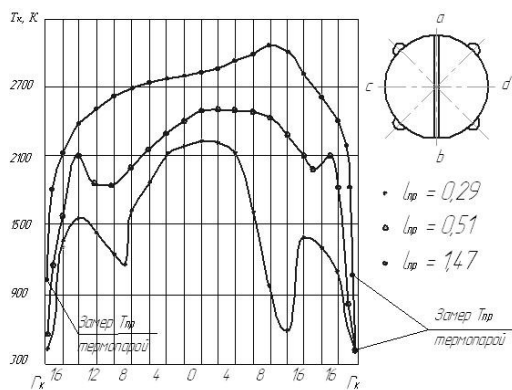


Рис. 5. Влияние  $l_{np}$  на профили температуры для МРГГ ЭД-3 при положении пластины (а, b)

Результаты экспериментального определения поперечных профилей температуры в камере сгорания этого МРГГ показаны на рис. 5 для различных значений приведённой длины камеры сгорания  $l_{np}$ . Показанные на рис. 5 профили температур были получены по экспериментальным зависимостям  $\Delta h(r)$  на рис. 4 с помощью расчётных зависимостей на рис. 6 и 7. Зависимости на рис. 6 и 7 были получены на основе численного решения системы уравнений, приведённых в [1] и описывающих процесс уноса массы пластины, обтекаемой высокотемпературными продуктами сгорания. Зависимости, приведённые на рис. 5 для профилей температуры МРГГ ЭД-3 в сечении с-d, показывают их характерные особенности: значительную неравномерность температуры в радиальном направлении и существенную зависимость температуры от величины приведённой длины  $l_{np}$  – при увеличении  $l_{np}$  температура растёт. При этом про-

фили температур при разных  $l_{np}$  сохраняют своё подобие.

Рассмотрим виды и величину возможных погрешностей изложенной методики определения температуры продуктов сгорания методом уноса массы.

Эти погрешности можно разделить на две основные группы – методические и случайные.

К методическим отнесены погрешности, обусловленные влиянием следующих факторов:

- неоднозначным характером зависимости  $T_{oc}(\bar{h})$  от  $a_{ок}$ ;

- влиянием неполного тепловыделения на зависимость  $T_{oc}(\bar{h})$ ;

- возможным влиянием процессов нестационарного теплообмена на взаимодействие продуктов сгорания с пластиной.

Далее более детально рассматривается каждая из этих погрешностей.

Погрешность из-за неоднозначной зависимости от  $a_{ок}$  возникает вследствие того, что зависимость  $T_{oc}(a_{ок})$  для ЖРДМТ имеет экстремум при  $a_{ок}$  в диапазоне  $0.75 \leq a_{ок} \leq 0.9$  (в зависимости от давления в камере сгорания).

Расчётные зависимости  $T_{oc}(\bar{h})$  от  $a_{ок}$  приведены на рис. 6. Неидеальность протекания рабочих процессов в камере сгорания и связанное с этим неполное тепловыделение приводит к дополнительной погрешности определения температуры продуктов сгорания по величине уноса массы пластины. Результаты количественной оценки влияния этих факторов приведены на рис. 7. Зависимости на рис. 6 и 7 показывают, что отсутствие учёта влияния неоднозначности зависимости  $T_{oc}(\bar{h})$  от  $a_{ок}$  и неполного тепловыделения может привести к погрешности до 300 К. Учёт влияния неоднозначности зависимости  $T_{oc}(\bar{h})$  от  $a_{ок}$  и неполного тепловыделения за счёт использования зависимостей на рис. 6 и 7 позволяет существенно снизить эту погрешность до уровня, не превышающего 100 К (эта погрешность связана с погреш-

ностью экспериментального определения величины коэффициента окислителя  $a_{ок}$ ).

Возможное влияние процессов нестационарного теплообмена на взаимодействие продуктов сгорания с пластиной и связанная с этим влиянием погрешность обусловлены ограниченным временем воздействия продуктов сгорания на пластины (в изложенных выше на рис. 4 и 5 результатах экспериментов это время воздействия составляло от 0.5 до 1 секунды).

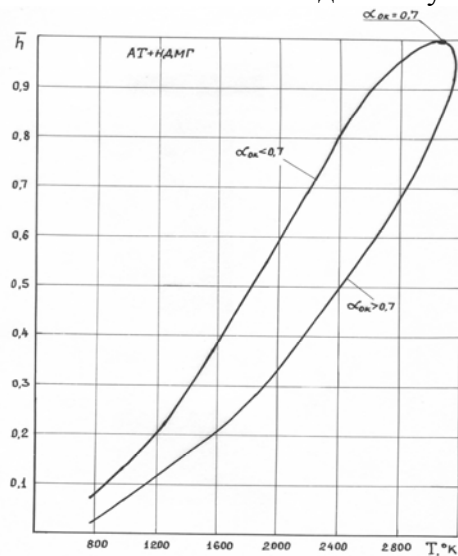


Рис. 6. Зависимость  $\bar{h}$  от температуры набегающего потока и  $a_{ок}$

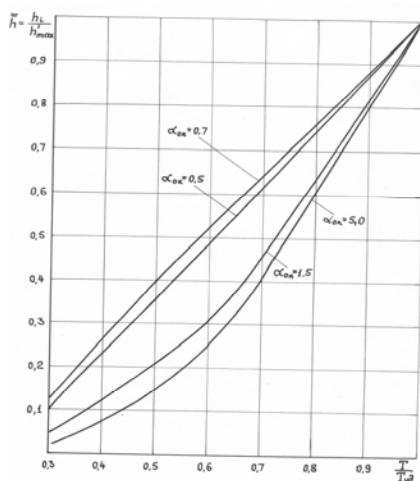


Рис. 7. Зависимость  $\bar{h}$  от  $a_{ок}$  и величины  $T/T_{ид}$ , характеризующей неполное тепловыделение

С физической точки зрения влияние процессов нестационарного теплообмена на взаимодействие продуктов сгорания с

пластиной может проявляться в виде двух основных факторов:

1) недостаточное время воздействия продуктов сгорания на пластину, вследствие чего величина уноса массы не будет соответствовать фактической температуре продуктов сгорания;

2) снижение температуры продуктов сгорания в пристенной области из-за отвода тепла к холодной стенке, которая не успевает прогреться из-за недостаточной длительности взаимодействия продуктов сгорания как с пластиной, так и со стенкой.

Изложенные выше результаты определения времени  $t^*$  установления стационарного режима уноса массы пластины показали, что она составляет не более 0,06 с, что более чем в десять раз меньше, чем время воздействия продуктов сгорания на пластину, равное 1 с. Это позволяет утверждать, что при времени воздействия продуктов сгорания на пластину порядка одной секунды погрешностью из-за недостаточного времени воздействия продуктов сгорания на пластину можно пренебречь.

Рассмотрим роль снижения температуры продуктов сгорания в пристенной области из-за отвода тепла к холодной стенке, которая не успевает прогреться из-за недостаточной длительности взаимодействия продуктов сгорания со стенкой. Как известно [8], зона перехода от температуры стенки к температуре продуктов сгорания вне зоны влияния стенки происходит в пределах теплового пограничного слоя. При числе Прандтля  $Pr$ , близком к единице, толщина теплового пограничного слоя  $d_T$  близка к толщине динамического пограничного слоя  $d$ . Таким образом, геометрические размеры пристенной области определяются толщиной пограничного слоя и пристенка по длине камеры сгорания. При этом толщина пристенка уменьшается по длине камеры сгорания [4], а толщина пограничного слоя увеличивается по длине камеры сгорания, как это следует из результатов расчёта, представленных в табл.1.



Таблица 1. Безразмерная зависимость профиля скорости в турбулентном пограничном слое от поперечной координаты

$y/d$	0,05	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
$u/u_e$	0,65	0,72	0,79	0,88	0,93	0,97	1

Результаты, представленные в табл.1, получены с использованием следующих условий:

- течение в пограничном слое вдоль стенки цилиндрической камеры сгорания ЖРДМТ является турбулентным [7];

- для этого турбулентного пограничного слоя имеют место следующие соотношения между толщиной потери импульса  $d^{**}(x)$ , толщиной вытеснения  $d^*(x)$  и толщиной пограничного слоя  $d(x)$  [5]:

$$d^{**}(x) = 0.036 \cdot x \cdot \left( \frac{u_e \cdot x}{n} \right)^{-1/5}, \quad (3)$$

$$d^*(x) = 1.28 \cdot d^{**}(x), \quad (4)$$

$$d(x) = 10.3 \cdot d^{**}(x), \quad (5)$$

где  $u_e$  – скорость на внешней границе пограничного слоя в продольном направлении;  $n$  – кинематический коэффициент вязкости, определяемый выражением  $n = \frac{m}{r}$ ;  $m$  – динамический коэффициент вязкости;  $r$  – плотность.

В соответствии с зависимостью (3) толщина пограничного слоя является функцией продольной координаты  $x$ . Расчётное определение этой координаты является нетривиальной задачей, связанной с определением точки начала развития пограничного слоя. В первом приближении за начало развития пограничного слоя можно взять начальное сечение цилиндрической части камеры сгорания. При таком подходе толщина пограничного слоя на стенке камеры сгорания на входе в сопло будет определяться длиной её цилиндрической части. Более детальный анализ показывает, что начальную координату развития пограничного слоя на стенке цилиндрической части камеры сгорания следует определять с учётом зоны

обратных токов. В этом случае длина координаты  $x$  для сечения на входе в сопло, а значит и толщина пограничного слоя, будут существенно меньше, чем без учёта влияния зоны обратных токов.

За характерный размер области влияния стенки на поле температур будем считать расстояние от стенки, на котором влияние стенки на температуру не превышает 10 %. Например, если температура стенки в момент включения МРГГ равна 300 К, а температура продуктов сгорания на внешней границе пограничного слоя равна 1000 К, то характерным размером области влияния стенки будет расстояние, на котором температура в пограничном слое будет отличаться от температуры продуктов сгорания не более чем на 10 %, т.е. на 100 К. С учётом вышеизложенного характерный размер области влияния стенки на поле температур обозначен как  $d_T^{0.1}$ .

Известно, что в пределах пограничного слоя при небольших значениях продольной скорости  $u_e$  поперечный профиль температуры подобен поперечному профилю скорости. В связи с этим для определения зависимости  $d_T^{0.1}(x)$  наряду с толщиной пограничного слоя  $d(x)$  использовалась безразмерная зависимость профиля скорости в турбулентном пограничном слое от поперечной координаты [7]:

$$\frac{u}{u_e} = \left( \frac{y}{d} \right)^{1/7}. \quad (6)$$

Результаты использования зависимости (6) для определения безразмерной зависимости профиля скорости в турбулентном пограничном слое от поперечной координаты приведены в табл. 1.

Результаты, приведённые в табл.1, показывают, что для турбулентного пограничного слоя характерной является его

хорошая «наполненность». Это проявляется и в том, что снижение на 10 % скорости (а значит и температуры) в пограничном слое по сравнению с их значением на внешней границе пограничного слоя ( $u/u_e=0,9$ ) достигается лишь на середине пограничного слоя ( $y/d = 0.5$ ).

Таблица 2. Характерный размер  $d_T^{0.1}$  области влияния стенки на поле температур по длине цилиндрической части камеры сгорания МРГТ

x, мм	0.4	15	30	45	60	Примечание
$d^{**}$ , мм	0.0037	0.068	0.12	0.16	0.20	Без учёта влияния зоны обратных токов на начало образования пограничного слоя
$d^*$ , мм	0.0047	0.087	0.093	0.205	0.256	
$d$ , мм	0.038	0.7	1.24	1.65	2.06	
$d_T^{0.1}$ , мм	0.019	0.35	0.62	0.82	1.03	
$d^{**}$ , мм	-	-	0.0040	0.07	0.12	С учётом влияния зоны обратных токов на начало образования пограничного слоя
$d^*$ , мм	-	-	0.0051	0.09	0.15	
$d$ , мм	-	-	0.04	0.72	1.24	
$d_T^{0.1}$ , мм	-	-	0.02	0.36	0.62	

Результаты, приведённые в табл. 2, показывают, что с учётом влияния зоны обратных токов величина  $d_T^{0.1}$  составляет около 0,6 мм. Этот результат соответствует ситуации, когда на стенке камеры сгорания отсутствует пристенок с пониженной температурой продуктов сгорания. На практике такая ситуация является скорее исключением, чем правилом, поскольку отсутствие пристенка ведёт, как правило, к прогару стенки.

В связи с этим рассмотрим роль холодного пристенка в формировании зоны влияния стенки на поле температуры продуктов сгорания. В том случае, когда толщина пристенка превышает толщину пограничного слоя, отсутствует влияние стенки на поле температуры продуктов сгорания вследствие близости температуры стенки и пристенка. Если пристенок находится внутри пограничного слоя, то область влияния стенки на температуру продуктов сгорания уменьшается на толщину пристенка. Так, в соответствии с [4] для штатных МРГТ толщина пристенка на входе в сопло составляет величину порядка 0,1 мм. В этом случае при величине

Результаты расчётного определения характерного размера  $d_T^{0.1}$  области влияния стенки на поле температур по длине цилиндрической части камеры сгорания представлены в табл. 2.

$d_T^{0.1} = 0,6$  мм область влияния стенки на температуру продуктов сгорания составляет около 0,5 мм.

В завершение рассмотрим величину случайной погрешности определения температуры по величине уноса массы, связанную с погрешностью измерения величины уменьшения пластины  $\Delta h$ . Величина  $\Delta h$  в процессе проведения эксперимента определялась как

$$\Delta h = h_0 - h_1, \quad (7)$$

где  $h_0$  и  $h_1$  – соответственно начальная высота пластины и высота пластины после воздействия на неё продуктов сгорания. Измерение высоты пластины до и после воздействия на неё продуктов сгорания проводилось с помощью инструментального микроскопа с абсолютной погрешностью, не превышающей 10 микрон. В соответствии с (7) абсолютная погрешность величины измерения  $\Delta h$  не превышала 14 микрон.

В диапазоне максимальных измеряемых температур порядка 3000 К величина  $\Delta h$  составляла около 3 мм, а случайная

погрешность измерения температуры, вызванная погрешностью измерения величины  $\Delta h$ , составляет не более 14 К.

В диапазоне минимальных измеряемых температур вблизи стенки порядка 900 К при  $\Delta h = 0,15$  мм случайная погрешность измерения температуры, вызванная погрешностью измерения величины  $\Delta h$ , составляет не более 84 К. Результаты прямых измерений температуры пристенка с помощью термопар, приведённые на рис. 5, удовлетворительно согласуются с этой оценкой погрешности.

### Библиографический список

1. Метод определения профилей состава и температуры высокотемпературных газовых потоков [Текст] / В.Н. Градов, В.Е. Нигодюк, С.А. Шустов [и

др.] // Инженерно-физический журнал, 1980. Т. XXXVIII. – С.853-858.

2. Шустов, С.А. Экспериментальное исследование формирования пристенка в камере сгорания малоразмерного газогенератора на самовоспламеняющихся компонентах топлива [Текст] / С.А. Шустов. // Вестник СГАУ, – 2013. – №2(40). – С.54-60.

3. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст] / [В.С. Авдеевский и др.]. – М.: Машиностроение, 1975. – 624 с.

4. Полежаев, Ю.В. Тепловая защита [Текст] / Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. – М.: Энергия, 1976. – 391 с.

5. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг; пер. с немецкого. – М.: Наука, 1969. – 742 с.

## ANALYSIS OF ABLATION PROCESS METHOD ERRORS FOR THE DEFINITION OF THE TEMPERATURE PROFILE OF HIGH-TEMPERATURE GAS FLOWS

© 2013 S. A. Shustov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The paper presents the analysis of ablation process method errors for the definition of the temperature profile of high-temperature gas flows. The main sources of the ablation process method errors are revealed on the basis of physical processes taking place when a high-temperature flow moves around a body. Numerical evaluation of each error source is given.

*Method error, random error, depth of warming up, time of warming up, quasi-stationary condition, wall boundary, warm layer, boundary layer.*

### Информация об авторе

**Шустов Станислав Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [shustov.st@yandex.ru](mailto:shustov.st@yandex.ru). Область научных интересов: термогазодинамика ракетных двигателей.

**Shustov Stanislav Alekseevich**, candidate of technical science, associate professor, the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [shustov.st@yandex.ru](mailto:shustov.st@yandex.ru). Area of research: thermal gas dynamics of rocket engines.

УДК 539.421

## ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТИ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В АЛЮМИНИЕВОМ СПЛАВЕ АК6 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ХАРАКТЕРИСТИК НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ В ОБЛАСТИ ИХ РАСПРОСТРАНЕНИЯ

©2013 И. П. Аистов<sup>1</sup>, К. А. Вансович<sup>1</sup>, А. Н. Крючков<sup>2</sup><sup>1</sup>Омский государственный технический университет<sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Предложен единый критерий роста усталостных трещин для различной степени двухосности напряжённого состояния. Исследовано напряжённое состояние образца. Установлено влияние двухосного нагружения на скорость роста усталостной трещины и её связь с коэффициентом трёхосности напряжённого состояния, которое может быть вычислено в окрестности вершины трещины.

*Усталостная поверхностная трещина, скорость роста трещины, напряжённое состояние трещины.*

Алюминиевые сплавы нашли широкое применение в машиностроении, т.к. обладают высокими физико-механическими свойствами.

Практика эксплуатации нагруженных несущих конструкций, узлов и агрегатов, использующих детали и элементы, изготовленные из алюминиевых сплавов, показывает, что одной из основных причин происходящих в них разрушений является усталостное разрушение. Анализ причин таких разрушений свидетельствует, что распространение усталостной трещины может происходить в течение длительного периода времени. Это означает, что конструкция, нагруженная статическими или циклическими нагрузками, может сохранять свою прочность даже при наличии трещины. Для того чтобы определить остаточную долговечность такой конструкции, назначить ресурс её работы и периодичность профилактических проверок, необходимо уметь предсказывать, как будет развиваться трещина при заданных режимах эксплуатации и каким будет её критический размер.

С точки зрения механики разрушения скорость роста усталостных трещин зависит от величины размаха коэффициента интенсивности напряжений за цикл нагружения  $\Delta K_I$ . При одноосном

нагружении скорость роста усталостных трещин нормального отрыва удовлетворительно описывается формулой Пэриса [1]

$$da/dN = C \cdot (\Delta K_I)^n, \quad (1)$$

где  $C$ ,  $n$  – константы материала;  $a$  – размер трещины;  $N$  – число циклов нагружения.

Применение этой формулы для описания скорости роста усталостных трещин при двухосном нагружении привело к противоречивому результату: в одних случаях скорость роста трещин оказалась выше полученной экспериментально, а в других ниже [2, 3]. В связи с этим проведено изучение кинетики роста поверхностных трещин, находящихся в поле двухосного напряжённого состояния. Для проведения исследований был выбран хорошо деформирующийся алюминиевый сплав АК6, нашедший широкое применение для изготовления штампованных и кованных деталей сложной формы.

Для испытаний были использованы крестообразные образцы с толщиной рабочей части 10 мм (рис. 1). Двухосное нагружение реализовано на

испытательной машине ГРМ-I с пульсатором при помощи специально разработанных и изготовленных приспособлений (рис. 2).

Степень двухосности номинального напряжённого состояния, т.е. без учёта трещины, определялась величиной коэффициента двухосности нагружения  $\lambda = \sigma_x / \sigma_y$  (рис. 1). Вертикальные напряжения  $\sigma_y$  направлены перпендикулярно плоскости трещины и в процессе нагружения раскрывают её. Горизонтальные напряжения  $\sigma_x$  направлены параллельно плоскости трещины и, формально, наличие трещины не влияет на их величину. При одноосном растяжении, когда  $\sigma_x = 0$ , считаем, что  $\lambda = 0$ ; при растяжении-сжатии была реализована величина  $\lambda = -0,9$ ; при двухосном растяжении –  $\lambda = +0,9$ .

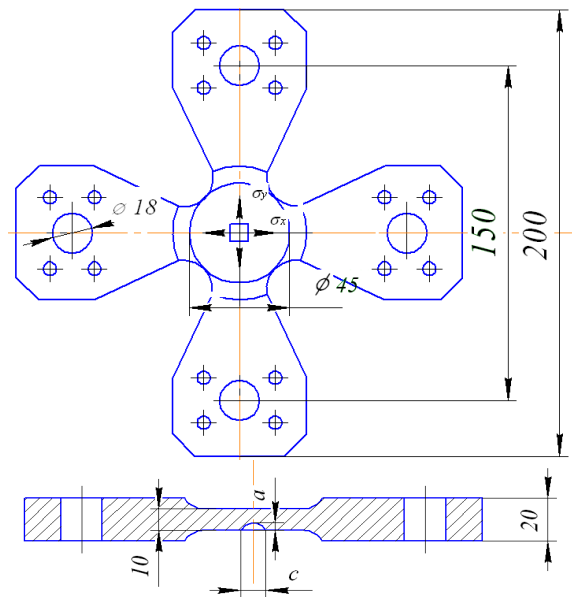
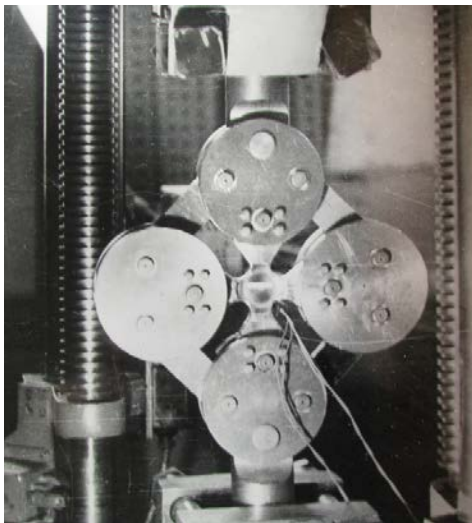


Рис. 1. Образец для двухосных испытаний:  
а – глубина полуэллиптической поверхностной трещины; с – размер трещины на поверхности образца



а



б

Рис. 2. Приспособления для двухосных испытаний:  
а – растяжение-сжатие; б – растяжение-растяжение

Как показали испытания, независимо от формы концентратора, вида нагружения и уровня напряжений с момента зарождения трещины её фронт стремится принять форму полуокружности (рис. 3). В дальнейшем, по мере роста трещины, её полукруглая форма сохраняется почти до момента выхода на заднюю поверхность. Такая

«устойчивая» форма несквозной трещины позволяет определять её глубину  $a$  по результатам измерений размеров трещины  $c$ , сделанных на передней поверхности образца. В проведённых экспериментах считалось, что скорость роста несквозных трещин по всем направлениям, нормальным фронту трещины, одинакова.

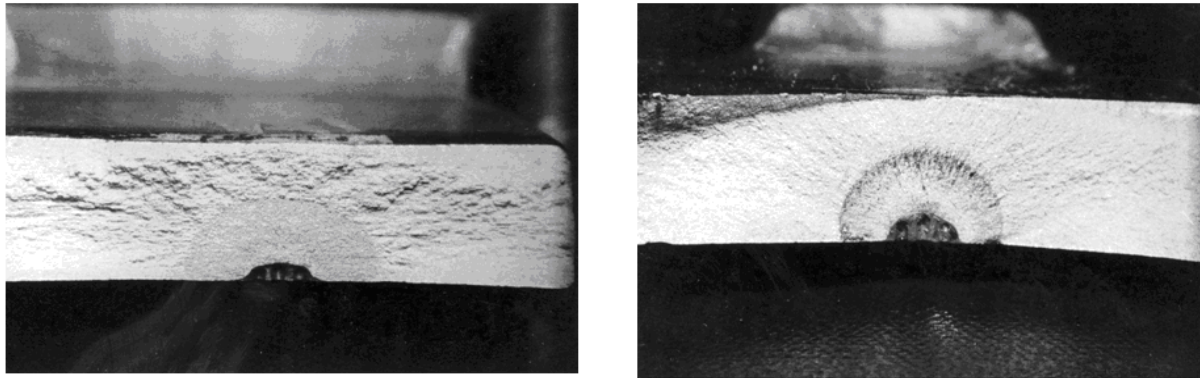


Рис. 3. Определение формы поверхностной трещины

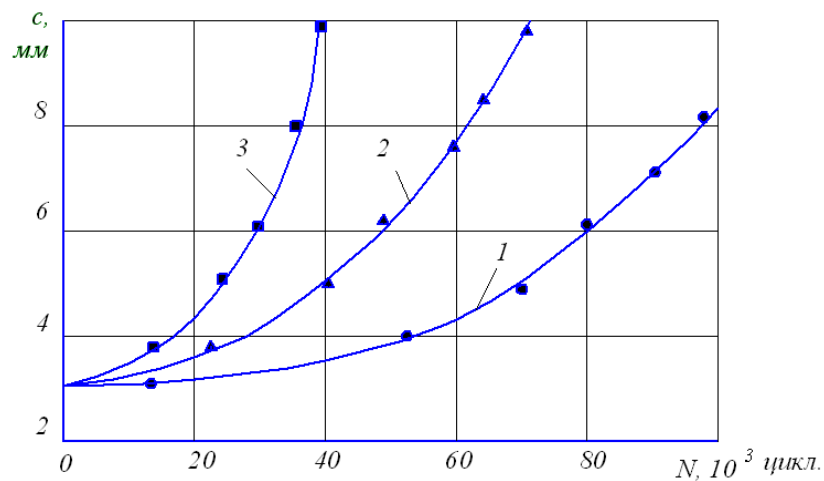


Рис. 4. Влияние способа нагружения крестообразного образца из сплава АК6 на рост усталостных трещин ( $\sigma_y = 120$  МПа):

1 -  $\lambda = - 0,9$ ; 2 -  $\lambda = 0$ ; 3 -  $\lambda = + 0,9$

В процессе испытаний через определённое число циклов нагружения измерялся размер трещины  $c$  по передней поверхности образца. Результаты этих измерений представлены на рис. 4. Графическим дифференцированием этих диаграмм определялась скорость роста усталостных трещин по передней поверхности образца  $dc/dN$ .

При растяжении-сжатии скорость роста трещины оказалась ниже, а при двухосном растяжении – выше, чем при одноосном нагружении. Результаты испытаний представлены в координатах  $da/dN - \Delta K_I$  (рис. 5).

Величина  $K_I$  вычислялась по формуле, которая учитывает только номинальные раскрывающие напряжения ( $\sigma = \sigma_y$ ) [4]:

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi \cdot a} / \int_0^{\pi/2} \left( 1 - \frac{c^2 - a^2}{c^2} \sin^2 \varphi \right)^{1/2} d\varphi,$$

где  $\sigma$  – напряжения, перпендикулярные плоскости трещины;  $a$  – глубина полуэллиптической поверхностной трещины;  $c$  – размер трещины на поверхности образца;  $\varphi$  – текущая угловая координата, определяющая положение точки по фронту трещины.

Большой разброс экспериментальных точек на диаграмме не позволил

получить удовлетворительной аппроксимации зависимости  $\ln(da/dN) - \ln \Delta K_I$  одной прямой линией, описываемой формулой Пэриса в логарифмических координатах. Однако для каждого вида нагружения  $\lambda$  результаты испытаний удовлетворительно аппроксимируются тремя прямыми линиями в зависимости от конкретного

вида нагружения. Из этого следует, что скорость роста трещин необходимо связывать не только с величиной раскрывающих напряжений  $\sigma_y$  и коэффициентом интенсивности напряжений  $K_I$ , но и с характеристикой  $\lambda = \sigma_x / \sigma_y$  напряжённого состояния в области трещины.

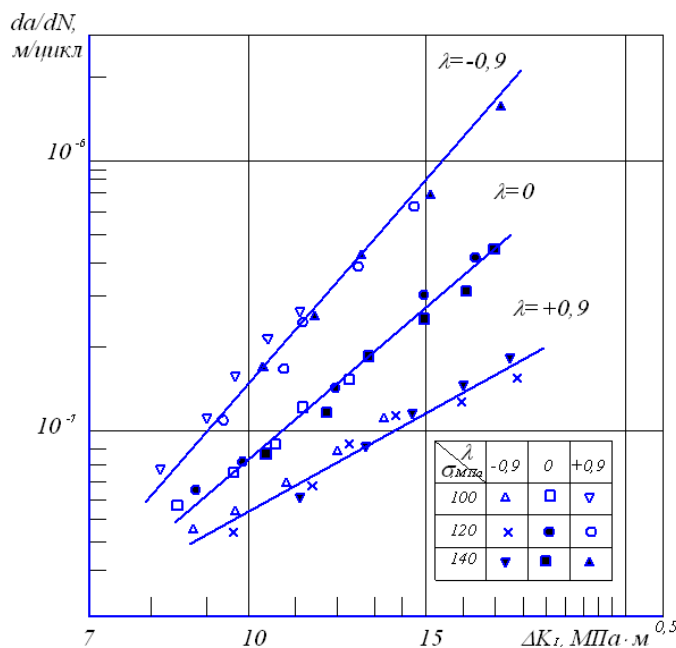


Рис. 5. Влияние вида нагружения  $\lambda$  на кинетические диаграммы усталостного разрушения

В работе [5] был предложен критерий, определяющий кинетику роста усталостных поверхностных трещин, развивающихся по типу нормального отрыва, на стадии стабильного роста при двухосном стационарном нагружении в виде, аналогичном формуле Пэриса (1):

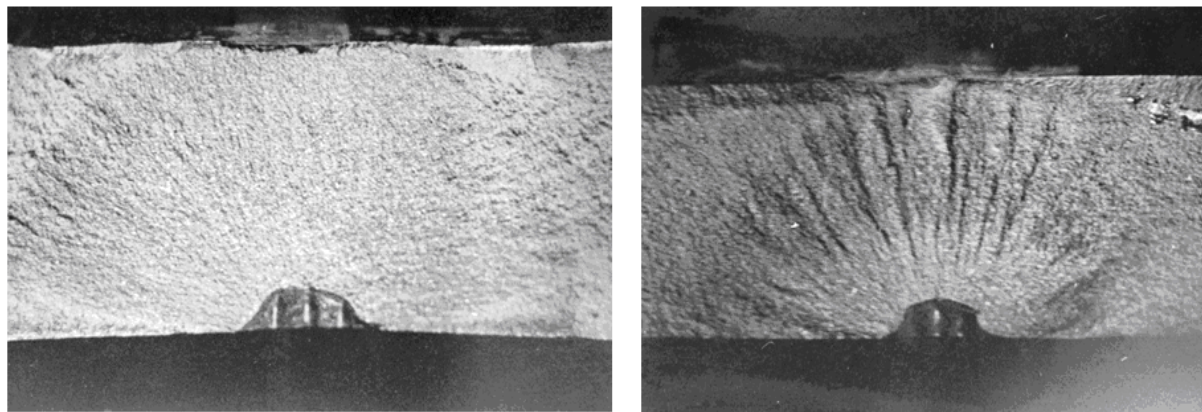
$$da / dN = C(\sqrt{1 + k\lambda} \cdot \Delta K_I)^n \text{ или } da / dN = C(\Delta K_I^*)^n, \quad (2)$$

где  $\lambda = \sigma_x / \sigma_y$  – коэффициент двухосности напряжённого состояния. Критерий роста трещины  $K_I^*$  был назван эквивалентным коэффициентом интенсивности напряжений.

Однако коэффициент двухосности  $\lambda = \sigma_x / \sigma_y$  представляет собой отношение номинальных напряжений, в поле кото-

рых развивается трещина, и поэтому лишь косвенно влияет на напряжённое состояние в вершине трещины. Разрушение, которое происходит вдоль фронта трещины, определяется локальным напряжённым состоянием в каждой его точке. Поэтому естественно перейти от параметров, характеризующих общее напряжённое состояние в рабочей части образца, к параметрам, характеризующим напряжённое состояние в вершине трещины. Физические явления, определяющие разрушение при развитии усталостных трещин, необходимо связывать с изменением напряжённого состояния в их вершине. В пользу такого подхода свидетельствуют результаты сравнения поверхностей изломов при одноосном и двухосном нагружении (рис. 6).





1)

2)

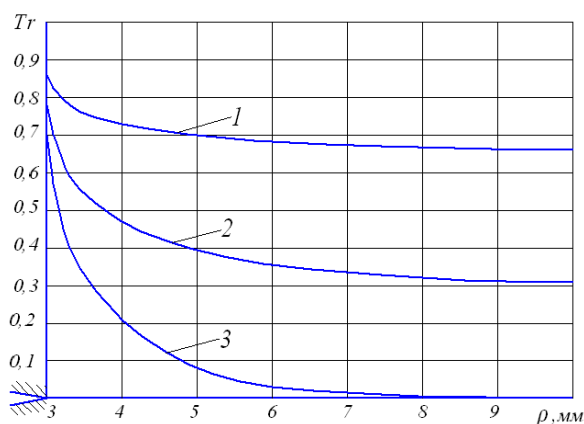
Рис. 6. Сравнение поверхностей разрушения: 1 – одноосное растяжение; 2 – растяжение-сжатие

Представляется целесообразным разработать такой критерий, который позволяет построить единую кинетическую диаграмму, исходя из физических представлений о процессе разрушения.

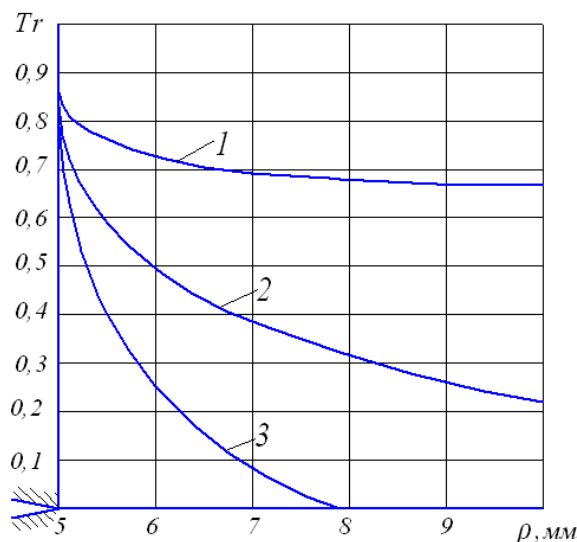
Для выявления характеристики напряжённого состояния, которая бы отражала тенденции в развитии трещины при различных условиях нагружения, рассматривались зависимости типа  $da/dN = f(K_I, \sigma_{ij})$ , где  $\sigma_{ij}$  – тензор напряжений в области распространения усталостной трещины. Для вычисления напряжений  $\sigma_{ij}$  в вершине трещины использовалась программа ANSYS.

В результате проведённых исследований установлено, что за параметр, влияющий на изменение скорости роста усталостной трещины при различной степени двухосности  $\lambda$  напряжённого состояния, можно принять коэффициент трёхосности  $Tr = \sigma_0/|\sigma_1|$ , где  $\sigma_0$  – среднее напряжение;  $\sigma_1$  – наибольшее главное напряжение.

На рис. 7 представлены диаграммы, которые показывают изменение коэффициента трёхосности  $Tr$  при удалении от вершины трещины на расстояние  $\rho$ . Диаграммы построены для срединного сечения смоделированного образца толщиной 10 мм.



а – трещина глубиной  $a = 3,5$  мм



б – трещина глубиной  $a = 7$  мм

Рис. 7. Диаграммы коэффициента трёхосности  $Tr$  в вершине поверхностной трещины при различных видах нагружения: 1 -  $\lambda = -0,9$ ; 2 -  $\lambda = 0$ ; 3 -  $\lambda = +0,9$



Анализ этих диаграмм позволил установить, что для трещин различной глубины ( $a=3,5$  мм и 7 мм) схожими являются отношения коэффициентов трёхосности, вычисленные на расстоянии  $0,1a$  и обозначенные как  $Tr_{0,1}$ .

Коэффициент трёхосности  $Tr$  впервые был предложен Джексоном [6]. Теоретически он может изменяться от  $-1$  (гидростатическое сжатие) до  $+1$  (гидростатическое растяжение). Опыты показали [7], что при изменении коэффициента трёхосности изменяется способность  $Tr$  материала к пластическому деформированию. Увеличение коэффициента трёхосности  $Tr$  увеличивает степень стеснения пластической деформации и разрушение становится более хрупким. Охрупчивание приводит к тому, что большая часть необратимой энергии затрачивается на образование новой поверхности, а не поглощается в результате пластического деформирования.

При определении степени влияния коэффициента трёхосности  $Tr$  на скорость роста трещины были сделаны следующие предположения:

1) скорость роста усталостной трещины в первую очередь зависит от величины раскрывающих напряжений  $\sigma_y$  (рис.1), которые в вершине трещины описываются коэффициентом интенсивности напряжений  $K_I$  и в упругой постановке задачи не зависят от степени двухосности нагружения;

2) влияние двухосного нагружения на скорость роста усталостной трещины связано с коэффициентом трёхосности напряжённого состояния  $Tr_{0,1}$  в вершине трещины;

3) на стадии стабильного роста трещины скорость распространения её определяется единственным параметром

$$K_I^{**} = f(K_I, Tr_{0,1});$$

4) для сплава АК6 считается неизменным показатель степени  $n=4$  как в уравнении Пэриса (1), так и во вновь полученных зависимостях скорости роста трещин от вида напряжённого состояния.

На основании сделанных предположений представим эквивалентный коэффициент интенсивности напряжений в виде

$$K_I^{**} = Tr_{0,1}^x \cdot K_I, \quad (3)$$

где  $x$  – показатель степени, который требуется определить.

Запишем это выражение для двух различных видов нагружения при одинаковых размерах трещины и одинаковом раскрывающем напряжении  $\sigma_y$ :

$$K_{I(1)}^{**} = Tr_{0,1(1)}^x \cdot K_I,$$

$$K_{I(2)}^{**} = Tr_{0,1(2)}^x \cdot K_I.$$

Составим отношение левых и правых частей, прологарифмируем его и получим выражение для определения показателя степени:

$$x = \frac{\ln(K_{I(1)}^{**}/K_{I(2)}^{**})}{\ln(Tr_{0,1(1)}/Tr_{0,1(2)})}. \quad (4)$$

Отношение коэффициентов трёхосности  $Tr_{0,1(1)}/Tr_{0,1(2)}$  для различных видов нагружения можно определить на основе сравнения результатов исследования напряжённого состояния в вершине трещины с использованием метода конечных элементов.

Результаты вычислений приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты расчётов отношений коэффициентов трёхосности  $Tr_{0,1(1)}/Tr_{0,1(2)}$  и эквивалентных коэффициентов интенсивности напряжений  $K_{I(1)}^{**}/K_{I(2)}^{**}$

N п/п	Глубина трещины $a$ , мм	$\lambda_1$	$\lambda_2$	$Tr_{0,1(1)}$	$Tr_{0,1(2)}$	$\frac{Tr_{0,1(1)}}{Tr_{0,1(2)}}$	$\frac{da}{dN_1} \cdot 10^7$ , м/цикл	$\frac{da}{dN_2} \cdot 10^7$ , м/цикл	$\frac{da}{dN_1} \cdot \frac{dN_1}{da} \cdot \frac{da}{dN_2}$	$\frac{K_{I(1)}^{**}}{K_{I(2)}^{**}}$
1	3	0,9	0	0,78	0,56	1,39	0,13	0,07	1,86	1,17
2	3	0	-0,9	0,56	0,40	1,40	0,07	0,04	1,75	1,15
3	5	0,9	0	0,78	0,57	1,37	0,30	0,16	1,88	1,17
4	5	0	-0,9	0,57	0,41	1,39	0,16	0,09	1,78	1,16
5	7	0,9	0	0,73	0,52	1,40	0,60	0,34	1,76	1,15
6	7	0	-0,9	0,52	0,36	1,44	0,34	0,19	1,79	1,16

Чтобы определить отношение  $K_{I(1)}^{**}/K_{I(2)}^{**}$ , по аналогии с формулой Пэриса (1) запишем выражение для скорости роста трещины при различных видах нагружения:

$$(da/dN)_{(1)} = C_1 (\Delta K_{I(1)}^{**})^n,$$

$$(da/dN)_{(2)} = C_1 (\Delta K_{I(2)}^{**})^n.$$

Отсюда, с учётом  $n = 4$ , получаем требуемое соотношение

$$\frac{K_{I(1)}^{**}}{K_{I(2)}^{**}} = \left[ \frac{(da/dN)_{(1)}}{(da/dN)_{(2)}} \right]^{1/4}.$$

Отношения скоростей роста усталостных поверхностных трещин  $(da/dN)_{(1)}$  и  $(da/dN)_{(2)}$ , приведённые в табл. 1, определялись при различных видах нагружения для одинаковых размеров трещины.

Усредняя полученные результаты, определим численные значения

$$K_{I(1)}^{**}/K_{I(2)}^{**} \approx 1,16, \quad Tr_{(1)}/Tr_{(2)} \approx 1,40. \quad (5)$$

Подставляя значения (5) в формулу (4), получим  $x \approx 0,44$ . После подстановки этой величины в уравнение (3) определим выражение для эквивалентного коэффициента

интенсивности напряжений  $K_I^{**}$  для сплава АК6:

$$K_I^{**} = Tr^{0,44} \cdot K_I.$$

Тогда формулу для определения скорости роста трещины, по аналогии с формулой Пэриса (1), запишем в следующем виде:

$$da/dN = C_1 \cdot (\Delta K_I^{**})^4 \quad \text{или}$$

$$da/dN = C_1 \cdot (Tr^{0,44} \cdot \Delta K_I)^4. \quad (6)$$

В формуле (6) константа  $C_1$  отличается от константы  $C$ , которая присутствует в уравнении (2).

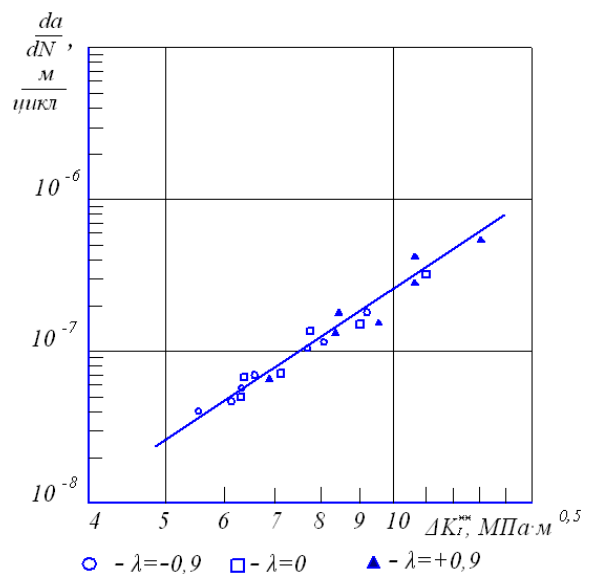


Рис. 8. Обобщённая кинетическая диаграмма

По результатам проведённых экспериментов на рис. 8 приведена обобщённая кинетическая диаграмма, построенная в логарифмических координатах  $da/dN - \Delta K_I^{**}$ .

Из диаграммы следует, что все полученные точки располагаются около прямой и, следовательно, могут быть описаны единым уравнением независимо от вида напряжённого состояния в вершине трещины. Определено, что  $C_1 = 0,95 \cdot 10^{-11}$ . Тогда для сплава АК-6 получим следующее уравнение скорости роста усталостной трещины, учитывающее характер напряжённого состояния в её вершине:

$$da/dN = 0,95 \cdot 10^{-11} (Tr^{0,44} \cdot \Delta K_I)^4. \quad (7)$$

Выражение (7) имеет определённые преимущества по сравнению с формулой (2). Оно позволяет определять изменение скорости роста усталостных трещин в сплаве АК-6 не только от степени двухосности напряжённого состояния в той области, где находится трещина, но и от других причин, вызывающих изменение вида напряжённого состояния в вершине трещины. Такими причинами могут являться: способ нагружения и соотношение между нагрузками, форма и размеры детали и трещины и т.п.

Подход, использованный в данном исследовании, может быть распространён для оценки кинетики роста усталостных трещин в зависимости от характеристик их напряжённого состояния и для других сплавов.

### Библиографический список

1. Paris, P. A Critical Analysis of Crack Propagation Laws [Text] / P. Paris, F. Erdogan // *Jorn. Basic Eng.* – 1963. – Vol. 85, № 4. – P. 528-534.
2. Miller, K.J. Fatigue Under Complex Stress [Text] / K.J. Miller // *Metal Science.* – 1977. – Vol. 2, № 8-9. – P. 432-438.
3. Tanaka, K. Fatigue Crack Propagation in Biaxial Stress Fields [Text] / K. Tanaka, T. Hoshide, A. Yamoda, S. Taird // *Fatigue Eng. Mat.* – 1979. – Vol. 2, № 2. – P. 181-194.
4. Shah, R.C. Stress Intensity Factor an Elliptical Crack Approaching the Surface of a Plate in Bending Stress [Text] / R.C. Shah, A.S. Kobajashi // *Stress Analysis and Growth of Crack.* – ASTM. – 1971. – P. 3-21.
5. Вансович, К.А. Критерий оценки скорости роста усталостных трещин в условиях двухосного нагружения [Текст] / К.А. Вансович, И.П. Аистов // *Современные технологии. Системный анализ. Моделирование.* – 2011. – Т. 13, № 3 (31). – С. 57-61.
6. Jackson, L. Two and three dimensional cases of stress concentration and comparison with fatigue tests [Text] / L. Jackson // *Metals Technol.* – 1944. – Vol.11, № 8. – P.59-71.
7. Губкин, С.И. Пластическая деформация металлов [Текст] / С.И. Губкин. – М.: Металлургиздат, 1961. – Т.2. – 376 с.

## RESEARCH OF GROWTH RATE OF FATIGUE CRACKS IN ALUMINUM AK6 ALLOY DEPENDING ON TENSION CHARACTERISTICS IN THE FIELD OF THEIR PROGRESS

© 2013 I. P. Aistov<sup>1</sup>, K. A. Vansovich<sup>1</sup>, A. N. Kruchkov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Omsk State Technical University

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

The common growth criterion of fatigue cracks is offered for different degree of the biaxial tension. The specimen tension is investigated. Influence of biaxial loading on growth rate of a fatigue crack and its connection with a triaxial coefficient of a tension which can be calculated in an environ of a crack top is install.

*Fatigue surface cracks, rate of a crack growth, stress crack.*

### **Информация об авторах**

**Аистов Игорь Петрович**, доктор технических наук, профессор кафедры «Промышленная экология и безопасность», ФГБОУ ВПО «Омский государственный технический университет». E-mail: [aistov\\_i@mail.ru](mailto:aistov_i@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения.

**Вансович Константин Александрович**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Транспорт и хранение нефти и газа, стандартизация и сертификация», доцент, ФГБОУ ВПО «Омский государственный технический университет». E-mail: [vansovichka@mail.ru](mailto:vansovichka@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения.

**Крючков Александр Николаевич**, доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kan@ssau.ru](mailto:kan@ssau.ru). Область научных интересов: расчёт и проектирование динамических систем.

**Aistov Igor Petrovich**, doctor of technical science, professor of the department of industrial ecology and security, Omsk State Technical University. E-mail: [aistov\\_i@mail.ru](mailto:aistov_i@mail.ru). Area of research: fracture mechanics.

**Vansovich Konstantin Alexandrovich**, candidate of technical science, associate professor of the department of oil and gas engineering, Omsk State Technical University. E-mail: [vansovichka@mail.ru](mailto:vansovichka@mail.ru). Area of research: fracture mechanics.

**Kryuchkov Alexander Nicolaevich**, doctor of technical science, professor of the department of automated systems of power plants, associate professor, Samara State Aerospace University (National Research University). E-mail: [kan@ssau.ru](mailto:kan@ssau.ru). Area of research: calculation and design of dynamic systems.

УДК 532.527:536.42

## УСТОЙЧИВОСТЬ ЗАКРУЧЕННЫХ ПОТОКОВ С ГРАДИЕНТОМ ПЛОТНОСТИ

© 2013 Д. А. Анчиков, В. А. Гусев, И. П. Завершинский,  
В. Г. Макарян, С. С. Сугак

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Исследована устойчивость аксиально симметричного стационарного несжимаемого закрученного течения с радиальным скачком плотности относительно малых спиральных возмущений. Получены зависимости частоты и инкремента возмущений от параметра закрутки, аксиального волнового числа и скачка плотности газа. Показано, что частота возмущения увеличивается, а его инкремент уменьшается с увеличением градиента плотности среды.

*Закрученный поток, дисперсия, неустойчивость.*

Исследованию устойчивости вихревых течений различного типа посвящено весьма значительное число работ, что связано как с наличием большого количества прикладных задач, так и с фундаментальными проблемами, так как развитие неустойчивостей приводит к формированию сложной нелинейной структуры потока, в частности, к формированию крупномасштабных структур, например, прецессирующего вихревого ядра [1–3]. Известно, что в вихревых течениях могут развиваться три основных типа неустойчивостей: Кельвина–Гельмгольца, связанная с наличием градиента скорости потока; центробежная, связанная с наличием скачка азимутальной скорости; Релея–Тейлора, возникающая при наличии скачка плотности течения. Устойчивость гомогенных вихревых течений исследована довольно подробно. В работах [4, 5] были получены и численно проанализированы дисперсионные соотношения для бесконечно малых возмущений вихря Рэнкина с аксиальными течениями в радиально-неограниченной несжимаемой невязкой среде постоянной плотности. Показано, что дисперсионные кривые имеют вид, характерный для волн отрицательной энергии [6], так что при ненулевой закрутке в докритической области значений волновых чисел существуют две

нейтрально устойчивые волны, а в сверхкритической области – неустойчивая волна. В частности, показано, что частота возмущений растёт с ростом массового расхода и параметра закрутки потока. При этом закрутка имеет стабилизирующий эффект. В работах [7–9] исследовалась устойчивость вихря с квазитвёрдым вращением с осевым течением в радиально-ограниченной несжимаемой невязкой среде с постоянной плотностью. Показано, что увеличение аксиального числа Рейнольдса уменьшает параметр закрутки, необходимый для дестабилизации потока. Построены кривые нейтральной устойчивости, определены критические значения чисел Рейнольдса и параметра закрутки, проведено сравнение с экспериментами. Так же, как и для течений типа свободного вихря, наиболее неустойчивой оказалась мода при  $m = -1$ . В ряде работ, в частности в [10, 11], исследована устойчивость непрерывных вихревых потоков. Для вихря Бетчелора было показано, что инкремент для отрицательных спиральных мод намного больше, чем для положительных мод с тем же значением  $|m|$ . Влияние крутки на устойчивость является немонотонным, и для каждой азимутальной моды предельное значение инкремента достигается при определённых значениях параметра  $S$ . Другим важным выво-

дом этих работ является то, что вихрь Бэтчелора устойчив относительно линейных возмущений при достаточно сильной закрутке. Тем самым вихрь Бэтчелора отличается от вихря Рэнкина с аксиальным потоком, неустойчивым при любых значениях крутки.

Значительно меньшее внимание уделялось исследованию устойчивости закрученных потоков с непостоянной плотностью, которые обычно возникают в технических устройствах с источниками тепловыделения, таких как авиационные двигатели, плазмодинамические установки, вихревые камеры с горением и т.д. [1–3]. В работе [12] изучалась устойчивость вихря Рэнкина со скачком азимутальной скорости в несжимаемой невязкой радиально-неограниченной среде со скачком плотности. Найдено дисперсионное соотношение для осесимметричной и спиральных мод. Это соотношение исследовано в коротковолновом и длинноволновом пределах. Найдены условия неустойчивости возмущений. Рассмотрен ряд частных случаев для профилей основного потока, а также волны Кельвина, для которых показано, что инкремент стремится к нулю при нулевой плотности во внутренней области (полый вихрь), что соответствует результатам работ [1–3]. В работе [13] найдены дисперсионные соотношения для малых гармонических возмущений вихря Рэнкина со скачком угловой скорости и кусочно-потенциального вихря в несжимаемой невязкой радиально-ограниченной среде со скачком плотности. Найдено дисперсионное соотношение. Дальнейшие исследования, проведенные в [13], касались в основном осесимметричной моды при  $m = 0$ . Для осесимметричной и высших мод были получены выражения для границ абсолютной и конвективной неустойчивостей. В работе [14] рассмотрена устойчивость уединённого вихря Бэтчелора с градиентом плотности потока.

В связи с этим в данной работе проведено детальное исследование устойчивости радиально-симметричного стационарного состояния закрученного течения Рэнкина:

Рэнкина:

$$\begin{aligned} v_{r0} &= 0, \quad v_{j0} = v_j(r), \quad v_{z0} = v_{z0}(r), \\ r_0 &= r_0(r), \end{aligned} \tag{1}$$

где

$$\begin{aligned} v_{r0} &= 0, \quad v_{j0} = \begin{cases} Wr, & r < R_0 \\ \frac{WR_0^2}{r}, & r > R_0 \end{cases}, \\ v_{z0} &= \begin{cases} v_1, & r < R_0 \\ v_2, & r > R_0 \end{cases}, \quad r_0 = \begin{cases} r_1, & r \leq R_0 \\ r_2, & r > R_0 \end{cases}. \end{aligned} \tag{2}$$

Отметим, что аппроксимация реального профиля тангенциальной скорости с использованием модели квазитвёрдого вращения также даёт неплохое согласие с экспериментальными данными.

Используя в пределе малых чисел Маха ( $M \ll 1$ ) модель несжимаемого течения для возмущений течения (1), (2) вида  $\hat{v}_{rj;z} = \hat{v}_{rj;z0} e^{i(kz+mj-wt)}$ ,  $P = \hat{P} e^{i(kz+mj-wt)}$  и т.д., из уравнений Эйлера в невязком приближении во внутренней области  $0 < r < R_0$  приходим к уравнению Бесселя:

$$r^2 \hat{P}'' + r \hat{P}' + (b_1^2 r^2 - m^2) \hat{P} = 0. \tag{3}$$

Общее решение уравнения (3) имеет вид  $\hat{P} = A_1 J_m(b_1 r) + A_2 N_m(b_1 r)$ , где  $J_m$  и  $N_m$  – функции Бесселя и Неймана,  $w_1 = w - mW - kv_1$  – частота возмущения,  $k$  – волновое число,  $b_1^2 = k^2(4W^2 w_1^{-2} - 1)$ . Собственные функции уравнения (3) имеют вид:

$$\begin{aligned} \hat{v}_r &= \frac{iA_1 k^2}{r_1 w_1 b_1^2} \left( b_1 J_m'(b_1 r) - \frac{2mW}{r w_1} J_m(b_1 r) \right) + \\ &+ \frac{iA_2 k^2}{r_1 w_1 b_1^2} \left( b_1 N_m'(b_1 r) - \frac{2mW}{r w_1} N_m(b_1 r) \right) \end{aligned} \tag{4}$$

где

$$J_m'(b_1 r) = dJ_m(x)/dx|_{x=b_1 r},$$

$$N_m'(b_1 r) = dN_m(x)/dx|_{x=b_1 r}.$$

Во внешней области ( $R_0 < r < R$ ) поток незакрученный, и можно определить потенциал  $j$ , так что  $\dot{v} = \nabla j$  при  $j = j e^{i(kz+mj-wt)}$ . Собственные функции описываются уравнением Гельмгольца ( $Dj = 0$ ), которое для радиальной части возмущений  $j(r)$  сводится к виду:

$$r^2 j'' + r j' - (k^2 r^2 + m^2) j = 0. \quad (5)$$

Общее решение уравнения (5) имеет вид  $j = B_1 I_m(kr) + B_2 K_m(kr)$ , где  $I_m$  и  $K_m$  – модифицированные функции Бесселя. Возмущения давления и радиальной скорости в этой области имеют вид:

$$\begin{aligned} p &= i r_2 \left( w - \frac{m \Omega R_0^2}{r^2} - k v_2 \right) \times \\ &\times (B_1 I_m(kr) + B_2 K_m(kr)) \\ v_r &= B_1 I_m'(kr) + B_2 K_m'(kr). \end{aligned} \quad (6)$$

Эти решения должны быть сшиты при  $r = R_0$ . Соответствующие кинематическое и динамическое граничные условия имеют вид [1, 4, 5]:

$$\begin{aligned} \frac{v_r(R_0-0)}{w_1} &= \frac{v_r(R_0+0)}{w_2} = i h, \\ h \left( \frac{dp_0}{dr} \Big|_{R_0+0} - \frac{dp_0}{dr} \Big|_{R_0-0} \right) &+ p(R_0+0) - p(R_0-0) = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Кроме того, возмущения должны быть ограничены на оси потока, а на стенке должно выполняться условие прилипания:  $j'(R) = 0$ .

Соотношения (4), (6), (7) приводят к дисперсионному соотношению вида:

$$S^2(1-Q) + \frac{w_2^2}{k} \frac{K_m(k) - a I_m(k)}{K_m'(k) - a I_m'(k)} + Q \frac{w_1^2 b_1^2}{X k^2} = 0, \quad (8)$$

где

$$X = b_1 J_m'(b_1) / J_m(b_1) - 2mS / w_1,$$

$$a = K_m(Kk) / I_m(Kk),$$

$$K_m'(x) = dK_m(x) / dx|_{x=kr},$$

$$k = kR_0,$$

$$b = bR_0,$$

$$w = R_0 w / v_2,$$

$$S = R_0 W / v_2 \quad - \text{ параметр закрутки,}$$

$$a = v_1 / v_2 \quad - \text{ отношение аксиальных скоростей,}$$

$$Q = r_1 / r_2 > 0 \quad - \text{ отношение плотностей,}$$

$$K = R / R_0 > 1 \quad - \text{ параметр конфайнмента,}$$

$$w_2 = w - mW - k v_2.$$

На рис. 1 приведена используемая далее классификация различных типов аксиальных потоков в зависимости от величины параметра  $a = v_1/v_2$ . Наибольшее внимание далее уделялось исследованию устойчивости сильнозакрученных потоков, соответствующих значениям параметра  $a < 0$ , когда формируется течение типа следа с осевым противотоком. Слабозакрученным течениям соответствует область  $0 < a < 1$ , где формируется след со спутным потоком. При  $a > 1$  реализуется прямое течение.

Для получения явных зависимостей действительной и мнимой частей частоты возмущений от волнового числа уравнение (8) решалось численно. Значения величин, используемые при расчётах, в основном соответствовали экспериментальным данным [15].

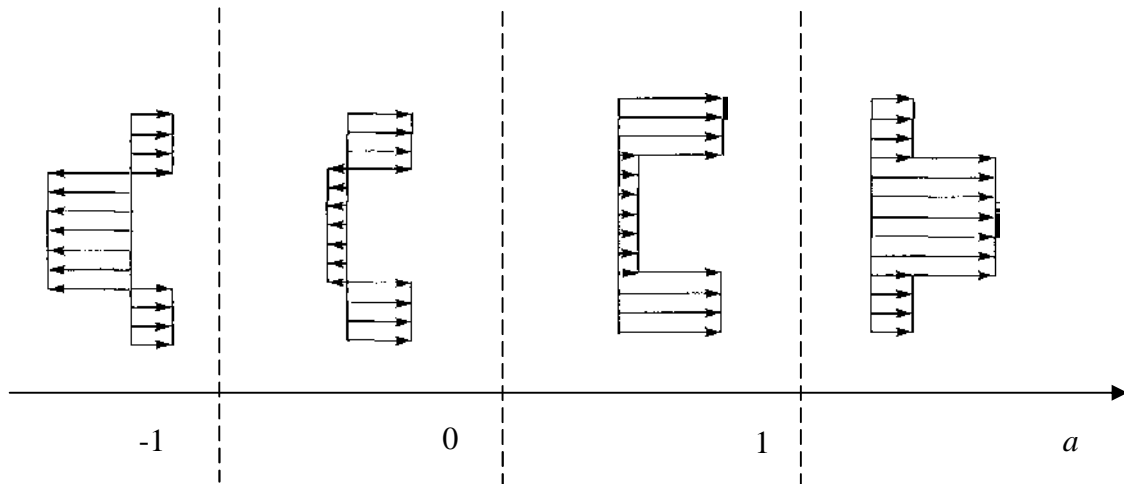


Рис. 1. Характерные профили осевой скорости, типичные для закрученных течений в зависимости от параметра  $a = v_1/v_2$

На рис. 2 представлены зависимости действительной и мнимой частей частоты возмущения от волнового числа  $Re[w(k)]$  и  $Im[w(k)]$  для вихревых мод для различных значений азимутальных волновых чисел  $m$  при фиксированном параметре закрутки  $a = -0,4$ , параметре конфинмента  $K = 2,5$  и значениях параметра  $Q$  в диапазоне  $0,2 < Q < 1,0$ . Полученные зависимости по форме совпадают с известными [4, 5, 13]. Анализ дисперсионных соотношений показывает, что в диапазоне значений волнового числа  $k < k_c(Q)$  возможно существование двух типов нейтральных мод с  $Im(w) = 0$ , соответствующих верхней и нижней ветвям зависимости частоты от волнового числа, так называемых быстрой и медленной волн [1, 4, 5]. При  $k > k_c(Q)$  существует неустойчивая мода с  $Im(w) > 0$ . Отметим, что приведённые зависимости по форме соответствуют полученным в [4, 5]. В частности, для коротких волн ( $k \gg 1$ ) в пределе  $b_1 \gg 1$  при выполнении условия  $k(K-1) \gg 1$  дисперсионное соотношение (8) для фазовой скорости возмущения  $c = w/k$  редуцируется к виду:

$$c_{1;2} = \frac{1 + aQ}{1 + Q} \pm i(1 - a) \frac{\sqrt{Q}}{1 + Q}.$$

Из этого выражения видно, что в данном диапазоне отсутствует дисперсия спиральных волн, что полностью под-

тверждается результатами расчёта при  $k \gg 1$ .

Как следует из представленных рисунков, наибольшим инкрементом среди азимутальных мод обладает изгибная мода с азимутальным волновым числом  $m = +1$ . Этот результат существенно отличается от результатов [4, 5] для однородного течения, где наиболее неустойчивой азимутальной модой являлась изгибная мода с азимутальным волновым числом  $m = -1$ . Отметим, что идентификация наиболее неустойчивой моды в турбулентном закрученном потоке в прямой открытой трубе с аксиально симметричным источником тепловыделения проводилась в [16] с использованием системы Навье–Стокса. Снималась зависимость параметров потока от времени. К полученным данным применялось быстрое преобразование Фурье, реализованное в пакете Matlab, и строились спектры колебаний газодинамических величин. Наличие колебаний тангенциальной скорости на оси трубки показало, что наблюдаемая прецессия вихревого ядра связана с развитием неустойчивости изгибной моды с  $|m|=1$ , так как только она возмущает тангенциальную скорость на оси потока. Наконец, расчёты показали, что направление вращения ядра совпадает с направлением вращения основного потока, а ось винта закручена против основного течения.



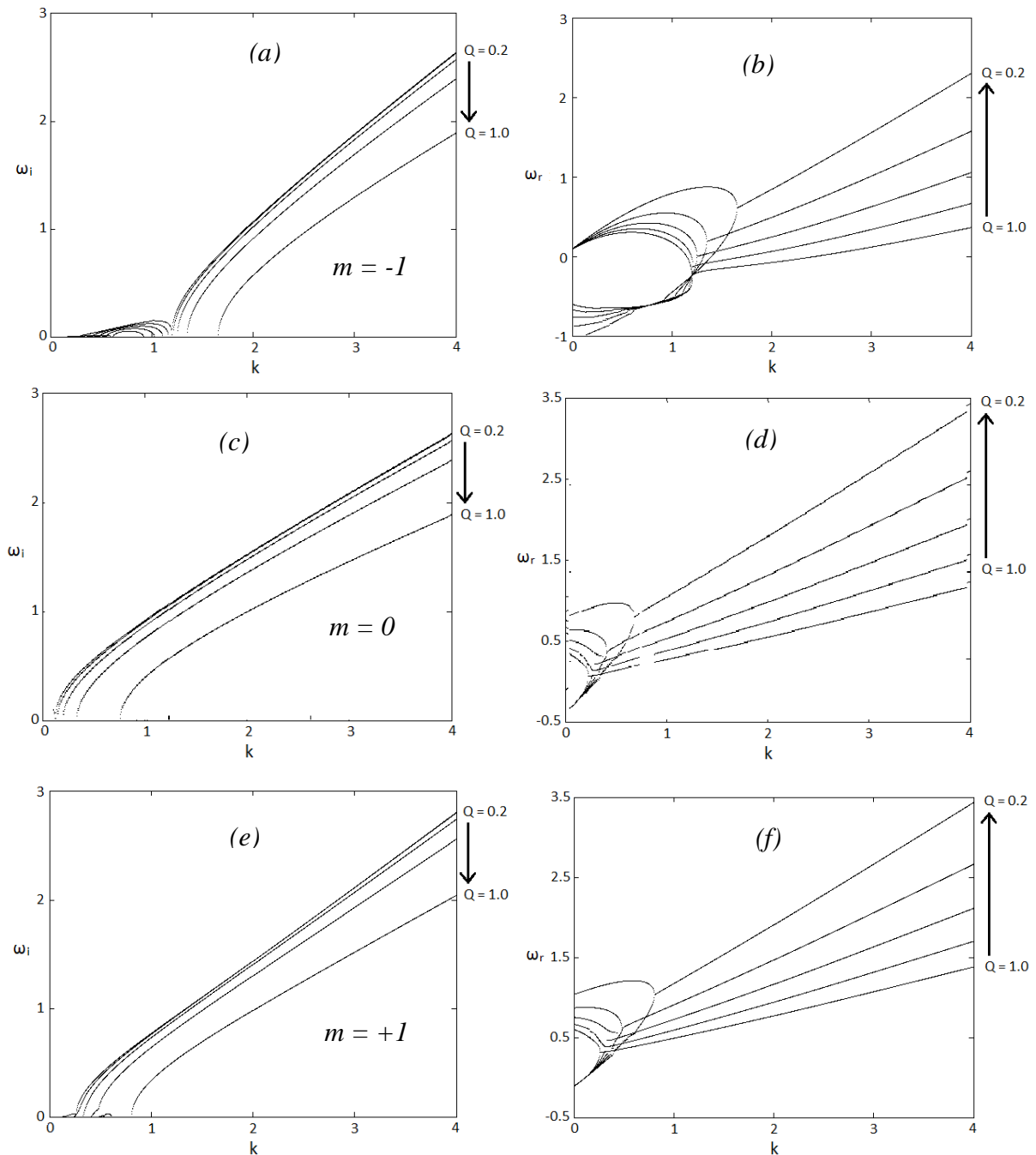


Рис. 2. Мнимая (a), (c), (e) и действительная (b), (d), (f) части частоты возмущений в зависимости от волнового числа  $k$  для параметра закрутки  $S=0,6$  при различных азимутальных волновых числах  $m$  и значениях параметра  $Q$

Важно отметить, что частота возмущения растёт, а инкремент возмущений падает с уменьшением параметра  $Q$ . Этот результат также качественно совпадает с результатами работы [16], где было показано, что частота возмущения растёт, а инкремент возмущений падает с ростом мощности источника нагрева. Заметим, что уменьшение параметра  $Q$ , соответ-

ствующее в реальных условиях увеличению мощности нагрева, вызывает нелинейное уменьшение инкремента и уширение области нейтральной устойчивости при малых значениях  $Q$ , но в любом случае течение остается неустойчивым. Уменьшение амплитуды колебаний вихревого ядра с ростом мощности источника также наблюдалось в [16]. Явление подав-

ления ПВЯ горением в ряде режимов известно давно [1]. Интересно отметить, что полученные в данной работе зависимости частоты прецессии от мощности источника подобны зависимостям частоты прецессии от массового расхода газовой фазы для газожидкостных потоков [17].

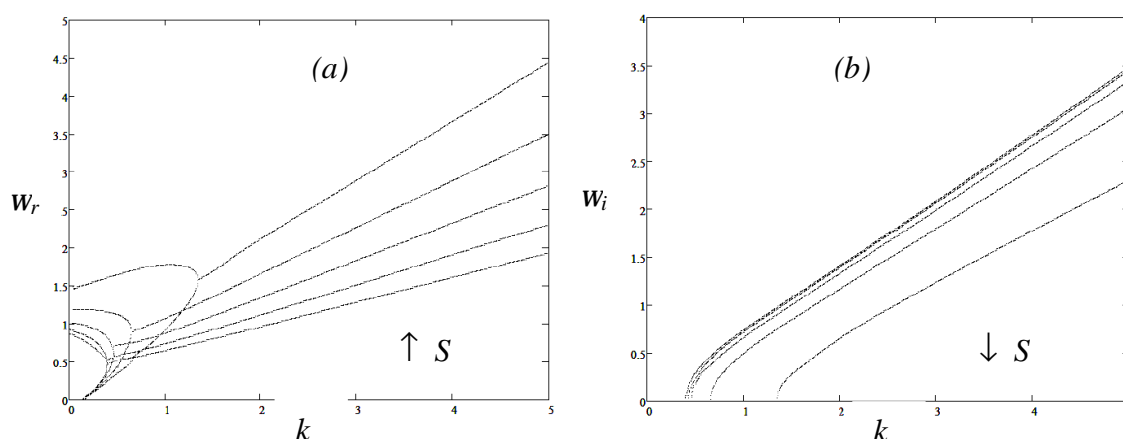


Рис. 3. Действительная (а) и мнимая (б) части частоты возмущений в зависимости от волнового числа  $k$  при различных значениях параметра закрутки  $S$

Таким образом, в работе исследована устойчивость вихревых потоков в открытых трубках с радиальными скачками плотности среды. Найдены зависимости частоты возмущений от параметра закрутки, азимутального волнового числа и скачка плотности газа. Показано качественное соответствие результатов работы с экспериментальными результатами [15, 17] и с результатами численных расчётов [16]. Получено, что наиболее неустойчивой в рассмотренных условиях является изгибная левовинтовая мода  $m = +1$ . Частота возмущений растёт с ростом скачка плотности, а инкремент падает, то есть радиальный градиент плотности оказывает стабилизирующее влияние.

Работа частично поддержана Минобрнауки РФ, государственное задание на выполнение работ на 2012-2014 годы, шифр 2.560.2011 и ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 гг., ГК № 14.740.11.0999 и соглашение №14.В37.21.0767, а также грантами

Влияние параметра закрутки на дисперсионные характеристики изгибной моды  $m = +1$  при  $a = -0,4$ ,  $K = 2,5$  показано на рис. 3. Видно, что закрутка имеет стабилизирующее значение, что отличается от результатов работы [4], где при сверхкритических значениях параметра закрутки поток становился неустойчивым.

РФФИ 13-01-97001 р\_поволжье\_а и 13-01-97005 р\_поволжье\_а.

### Библиографический список

1. Алексеенко, С.В. Введение в теорию концентрированных вихрей [Текст] / С.В. Алексеенко, П.А. Куйбин, В.Л. Окулов. – Новосибирск: Институт теплофизики СО РАН, 2003. – 504 с.
2. Гупта, А. Закрученные потоки [Текст] / А. Гупта, Д. Лилли, Н. Сайред. – М.: Мир, 1987. – 588 с.
3. Syred, N. A review of oscillation mechanisms and the role of the precessing vortex core (PVC) in swirl combustion systems [Text] / N. Syred // Prog. Energy. Combust. Sci. – 2006. – V.32. – P. 93-161.
4. Loiseleux, T. The effect of swirl on jets and wakes: Linear instability of the Rankine vortex with axial flow [Text] / T. Loiseleux, J.-M. Chomaz, P. Huerre // Phys. Fluids. – 1998. – V.10. – N.5. – P. 1120-1134.

5. Gallaire, F. Instability mechanisms in swirling flows [Text] / F. Gallaire // Phys. Fluids. – 2003. – V.15. – N.9. – P. 2622-2639.
6. Cairns, R.A. The role of negative energy waves in some instabilities of parallel flows [Text] / R.A. Cairns // J. Fluid Mech. – 1979. – V. 92. – P. 1-14.
7. Mackrodt, P.A. Stability of Hagen-Poiseuille flow with super-imposed rigid rotation [Text] / P.A. Mackrodt // J. Fluid Mech. – 1976. – V.73. – N.1. – P. 163-164.
8. Fernandez-Feria, R. The onset of absolute instability of rotating Hagen-Poiseuille flow: A spatial stability analysis [Text] / R. Fernandez-Feria // Phys. Fluids. – 2002. – V.14. – P. 133-141.
9. Batchelor, G.K. Analysis of the stability of axisymmetric jets [Text] / G.K. Batchelor // J. Fluid Mech. – 1962. – V.14. – P. 529-551.
10. Olendraru, C. Inviscid instability of the Batchelor vortex: Absolute/convective transition and spatial branches [Text] / C. Olendraru, A. Sellier, P. Huerre // Phys. Fluids. – 1999. – V.11. – P. 1805-1811.
11. Absolute and convective instability character of slender viscous vortices [Text] / X. Yin, D. Sun, M. Wei, J. Wu // Phys. Fluids. – 2000. – V.12. – P. 1062-1071.
12. Uberoi, M. Stability of Coaxial Rotating Jet and Vortex of Different Densities [Text] / M. Uberoi, Yen Chow Chuen, J. Narain // Phys. Fluids. – 1972. – V.15. – P. 1718-1727.
13. Lim, D. Absolute instability conditions for variable density, swirling jet flows [Text] / D. Lim, L. Redekopp // Eur. J. Mech. B/Fluids. – 1998. – V.17. – P. 165-185.
14. Dipierro, B. Instabilities of variable-density swirling flows [Text] / B. Dipierro, M. Abid // Phys Rev E. – 2010. – V. 82. – P. 046312-1 - 046312-6.
15. Study of a Longitudinal Plasmoid Created by Capacity Coupled HF Discharge in Vortex Airflow [Text] / A. Klimov, V. Bitiurin, B. Tolkunov, I. Moralev, M. Plotnikova, K. Minko, N. Molevich, I. Zavershinsky // Paper AIAA 2009-1046.
16. Численное моделирование прецессии вихревого ядра в присутствии локализованных источников тепловыделения [Текст] / И.П. Завершинский, Е.Я. Коган, В.Г. Макарян, Н.Е. Молевич, Д.П. Порфирьев, С.С. Сугак // Письма в ЖТФ. – 2013. – Т.39. – №7. – С. 34-43.
17. Numerical simulation of unsteady cavitating turbulent flow in water turbine [Text] / A.A. Dekterev, A.A. Gavrilov, A.V. Minakov, K.A. Finnikov // Proc. of 6th International Symposium On Turbulence, Heat and Mass Transfer, Rome, Italy, 14-18 September. – 2009. – P. 835-838.

## STABILITY OF SWIRL FLOWS WITH RADIAL DENSITY GRADIENT

© 2013 D. A. Anchikov, V. A. Gusev, I. P. Zavershinskii,  
V. G. Makaryan, S. S. Sugak

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The stability of an axially symmetrical stationary incompressible swirl flow with radial density jump in relation to infinitesimal spiral perturbations is investigated in the paper. The dependences of perturbation frequency and increment on the swirl parameter, axial wave number and density jump are obtained. It is shown that perturbation frequency increases while its increment decreases with the increase in the medium density gradient.

*Swirl flow, dispersion, instability.*

### **Информация об авторах**

**Анчиков Дмитрий Александрович**, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: нелинейная динамика.

**Гусев Владимир Анатольевич**, доктор педагогических наук, профессор кафедры физики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: газодинамика.

**Завершинский Игорь Петрович**, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой физики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [zav@smr.ru](mailto:zav@smr.ru). Область научных интересов: нелинейная неравновесная газодинамика, нелинейная акустика.

**Макарян Владимир Георгиевич**, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: нелинейная неравновесная газодинамика, нелинейная акустика.

**Сугак Семен Сергеевич**, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: неравновесная газодинамика.

**Anchikov Dmitry Alexandrovich**, postgraduate student, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: nonlinear dynamics.

**Gusev Vladimir Anatolyevich**, doctor of education, professor of the department of physics, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: gas dynamics.

**Zavershinskii Igor Petrovich**, doctor of physics and mathematics, professor, head of the department of physics, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [zav@smr.ru](mailto:zav@smr.ru). Area of research: nonlinear non-equilibrium gas dynamics, nonlinear acoustics.

**Makaryan Vladimir Georgyevich**, candidate of physics and mathematics, associate professor of the department of physics, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: nonlinear non-equilibrium gas dynamics, nonlinear acoustics.

**Sugak Semyon Sergeevich**, postgraduate student. Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: nonlinear non-equilibrium gas dynamics.

УДК 621.431.75

## ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАРИКОВОГО РАДИАЛЬНО-УПОРНОГО ПОДШИПНИКА НА ЖЁСТКОСТЬ ОПОР РОТОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2013 В. Б. Балякин, Е. П. Жильников, И. С. Барманов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрено влияние радиального зазора, частоты вращения, радиальных и осевых нагрузок на перемещения и жёсткость шарикового подшипника. Проведена оценка влияния жёсткости подшипника на жёсткость опоры.

*Шариковый подшипник качения, жёсткость, деформация.*

Вибрационное состояние авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) зависит от характеристик жёсткости и демпфирования в опорах роторов. В настоящее время широко используются упругодемпферные опоры, характеристики которых определяются конструкцией их структурных элементов: корпуса, упругого элемента (УЭ), подшипника качения (ПК) и гидродинамического демпфера (ГДД) (рис. 1). В состав опор входят также уплотнения, но на динамические характеристики опоры их влияние незначительно.

В настоящее время на практике полагают, что коэффициент жёсткости опоры определяется только упругим элементом. Однако согласно [1] коэффициент жёсткости упругодемпферной опоры определяется выражением

$$c_o = \frac{c_K c_{ПК} (c_{ГДД} + c_{УЭ})}{c_K c_{ПК} + c_K (c_{ГДД} + c_{УЭ}) + c_{ПК} (c_{ГДД} + c_{УЭ})}, \quad (1)$$

где  $c_K$  – коэффициент жёсткости корпуса;  $c_{ПК}$  – коэффициент жёсткости ПК;  $c_{ГДД}$  – коэффициент жёсткости ГДД;  $c_{УЭ}$  – коэффициент жёсткости УЭ.

Поэтому для определения коэффициента жёсткости опоры необходимо учитывать влияние всех структурных элементов опоры. Целью работы является то, что при определении коэффициента жёстко-

сти опоры ротора необходимо учитывать коэффициент жёсткости подшипника качения, который, в свою очередь, зависит от конструктивных и эксплуатационных параметров.

Опоры роторов авиационных ГТД могут включать не все перечисленные структурные элементы. Например, опора ротора компрессора высокого давления двигателя Д-36 не имеет демпфера. Тогда выражение (1) примет вид:

$$c_o = \frac{c_K c_{ПК} c_{УЭ}}{c_K c_{ПК} + c_K c_{УЭ} + c_{ПК} c_{УЭ}}.$$

Приняв коэффициент жёсткости корпуса  $c_K = \infty$ , получим

$$c_o = \frac{c_{ПК} c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}}. \quad (2)$$

Для оценки влияния коэффициента жёсткости подшипника качения на коэффициент жёсткости опоры формулу (2) представим в виде

$$\bar{c}_o = \frac{1}{1 + c_{УЭ}/c_{ПК}},$$

где  $\bar{c}_o = c_o/c_{УЭ}$  – относительный коэффициент жёсткости опоры ротора.

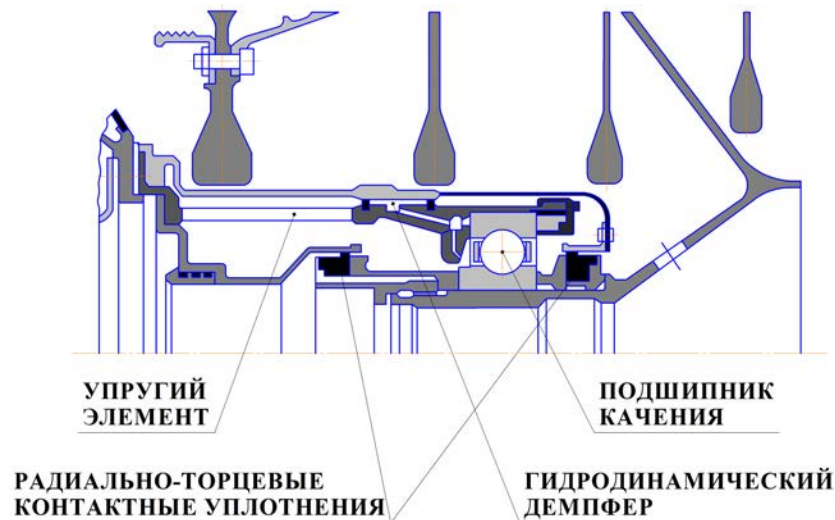


Рис. 1. Схема передней опоры ротора компрессора низкого давления двигателя Д-36

В опорах роторов ГТД коэффициент жёсткости упругого элемента, как правило, может превышать коэффициент жёсткости подшипника качения не более чем в три раза, поэтому график зависимости относительного коэффициента жёсткости опоры от  $c_{вэ}/c_{ПК}$ , представленный на рис. 2, ограничен интервалом  $c_{вэ}/c_{ПК}=0...3$ .

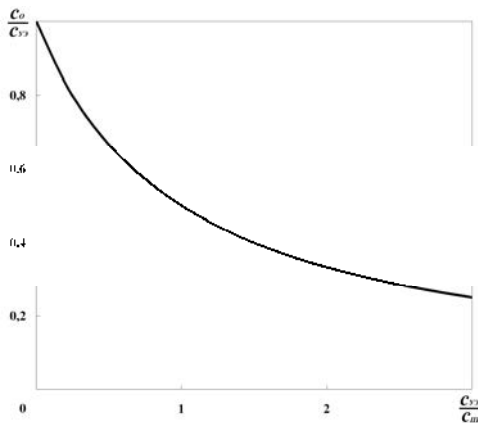


Рис. 2. График зависимости  $\bar{c}_0$  от  $c_{вэ}/c_{ПК}$

Анализируя рис. 2, можно сделать вывод, что если коэффициент жёсткости подшипника в десять и более раз больше коэффициента жёсткости упругого элемента, то жёсткость опоры в этом случае отличается от жёсткости упругого элемента менее чем на 10 %. В этом случае можно пренебречь коэффициентом жёсткости подшипника и принимать  $c_0 \approx c_{вэ}$ .

Если жёсткость подшипника соизмерима с жёсткостью упругого элемента ( $c_{ПК} = c_{вэ}$ ), то погрешность при определении жёсткости опоры составит 50 %. Отсюда следует, что при определении жёсткости опоры необходимо учитывать жёсткость подшипника, когда  $c_{вэ}/c_{ПК} > 0,1$ .

В опорах авиационных ГТД для восприятия осевых и радиальных нагрузок нашли применение шариковые радиально-упорные ПК. В справочной литературе приводятся выражения для относительных перемещений колец под действием нагрузки. Данные формулы основаны на определении деформаций в контакте тел качения по теории Герца. В монографии [2] приведены формулы для расчёта жёсткости различных типов подшипников. Радиальная и осевая жёсткости для шарикового радиально-упорного ПК определяются выражениями:

$$C_r = 3,24 \cdot 10^7 \frac{\cos^2 a}{k} \sqrt[3]{\frac{d_w z^2 F_a}{\sin a}}; \quad (3)$$

$$C_a = 3,24 \cdot 10^7 \sin a \sqrt[3]{d_w z^2 F_a \sin a}, \quad (4)$$

где  $a$  – угол контакта;  $d_w$  – диаметр шариков;  $z$  – количество шариков;  $k$  – коэффициент, учитывающий неравномерность нагружения шариков;  $F_a$  – осевая нагрузка.

Анализируя зависимости (3) и (4), можно сделать вывод, что они не учитывают многие конструктивные и эксплуатационные факторы: радиальный зазор, частоту вращения, радиальную нагрузку, толщину слоя смазки и т.д. В связи с этим использование этих зависимостей может дать большую погрешность при определении коэффициента жёсткости опоры.

Для расчёта относительных перемещений колец подшипника можно использовать методику, изложенную в работе [3]. В методике учитываются перекосы наружного и внутреннего колец, толщина смазочного слоя, изменения радиальных зазоров от скорости вращения и температур колец подшипников с двух-, трёх- и

четырёхточечным контактом шариков при различных условиях нагружения.

Были проведены расчёты для авиационного подшипника № 126126. Величина начального радиального зазора составляла 150 мкм, перекосы наружного и внутреннего колец принимались равными нулю. При расчёте подшипника радиальная нагрузка находилась в диапазоне  $F_r=0\dots1000$  Н, осевая –  $F_a=0\dots900$  Н, частота вращения внутреннего кольца подшипника –  $n=0\dots8000$  об/мин.

На рис. 3 приведены графики зависимости радиальных и осевых перемещений в подшипнике от нагрузок и частоты вращения.

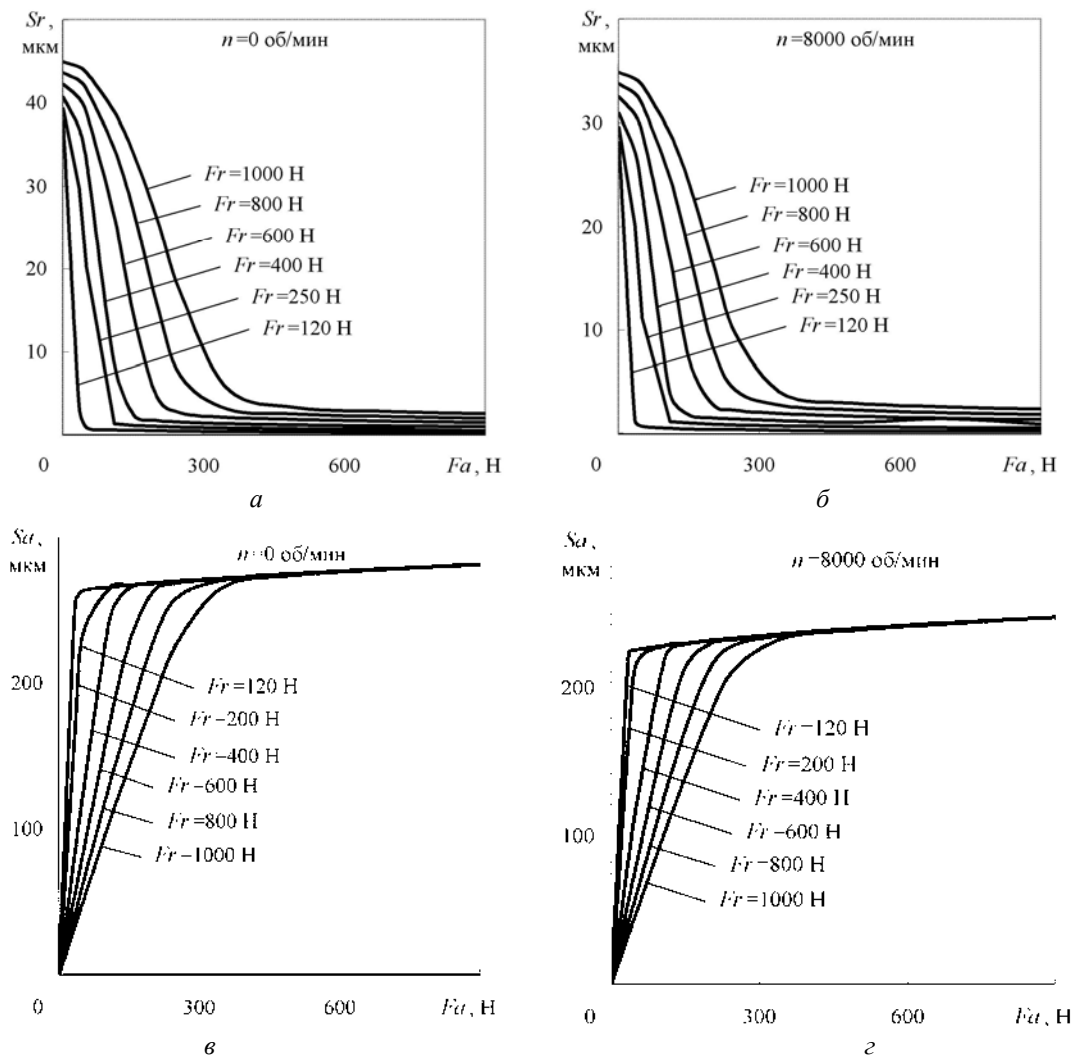


Рис. 3. Зависимость смещений в подшипнике от осевой нагрузки при различной радиальной нагрузке и частоте вращения: а – радиальных при  $n=0$  об/мин; б – радиальных при  $n=8000$  об/мин; в – осевых при  $n=0$  об/мин; г – осевых при  $n=8000$  об/мин

Согласно рис. 3, *а, б* можно отметить, что при постоянной радиальной нагрузке радиальные перемещения в подшипнике падают при увеличении осевой нагрузки. Причём зависимости имеют два характерных участка. Сначала значения резко снижаются, после чего увеличение осевой нагрузки практически не влияет на уменьшение радиальных перемещений. Переход происходит при отношении осевой силы к радиальной, равной  $F_a/F_r \approx 0,3$ .

Согласно рис. 3, *в, г* видно, что осевые перемещения при нулевой частоте вращения и постоянной радиальной нагрузке с увеличением осевой нагрузки растут. При соотношении  $F_a/F_r < 0,3$  перемещения резко возрастают. Далее градиент линий уменьшается и, независимо от величины радиальной нагрузки, осевые перемещения принимают одни и те же значения.

На рис. 4 приведены графики зависимости радиальной и осевой жёсткости от нагрузок и частоты вращения.

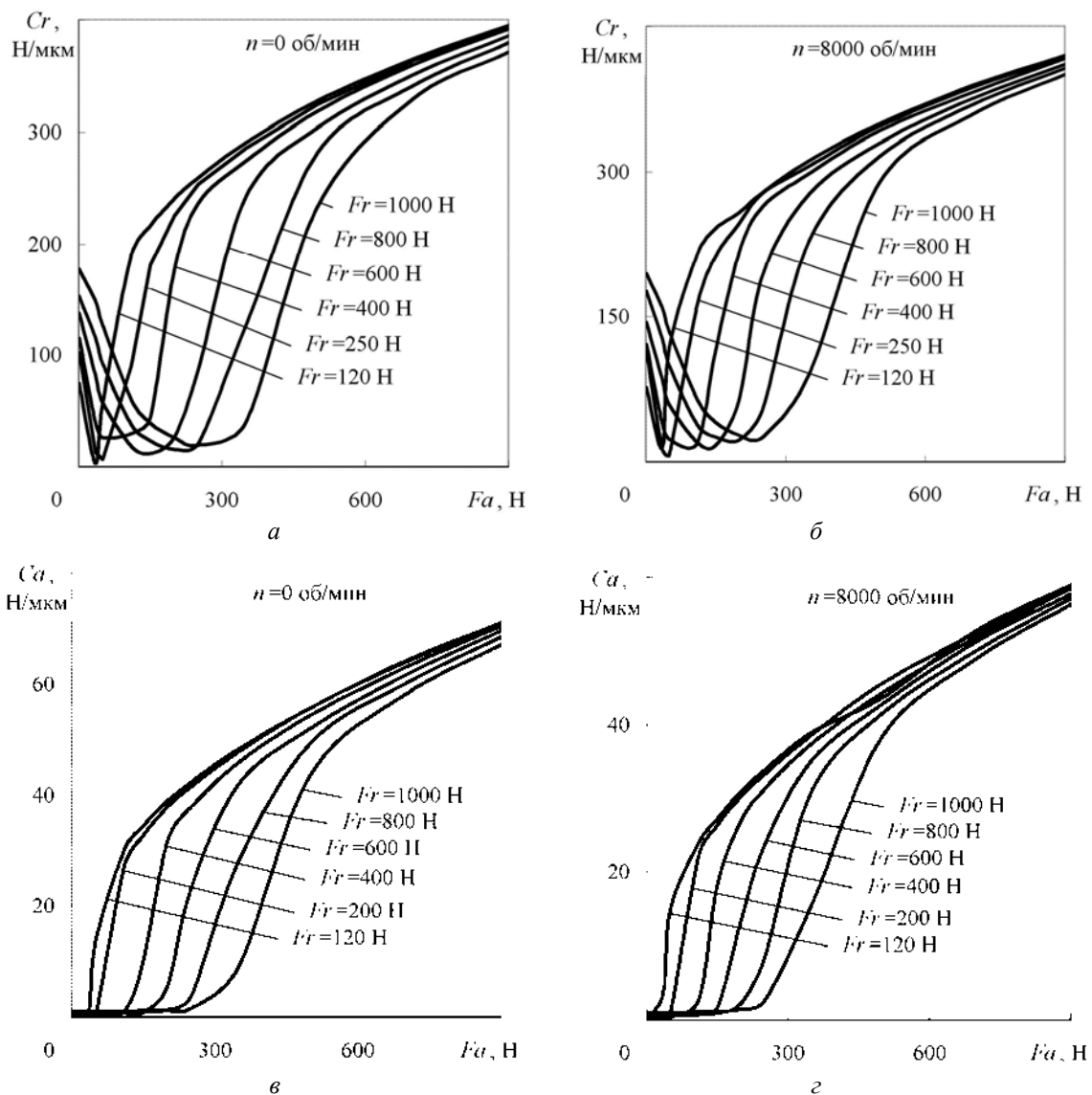


Рис. 4. Зависимость коэффициентов жёсткости от осевой нагрузки на подшипник при различной радиальной нагрузке и частоте вращения:  
*а* – радиальных при  $n=0$  об/мин; *б* – радиальных при  $n=8000$  об/мин;  
*в* – осевых при  $n=0$  об/мин; *г* – осевых при  $n=8000$  об/мин



В связи с тем, что зависимость перемещений от нагрузки имеет нелинейный характер, коэффициенты радиальной и осевой жёсткости определялись в виде производных

$$C_r = \partial F_r / \partial S_r, \quad C_a = \partial F_a / \partial S_a.$$

Заменяя производные отношением приращений, получим:

$$C_r = \frac{F_r(S_r, S_a) - F_r(S_r + \Delta S_r, S_a)}{\Delta S_r};$$

$$C_a = \frac{F_a(S_r, S_a) - F_a(S_r, S_a + \Delta S_a)}{\Delta S_a}.$$

Из рис. 4, а, б видно, что коэффициент радиальной жёсткости с ростом осевой нагрузки снижается, достигая минимума, а потом начинает возрастать. Минимальное значение на порядок меньше, чем значение при нулевой осевой нагрузке и соответствует соотношению сил  $F_a/F_r \approx 0,25 \dots 0,3$ . Имеет место ярко выраженный «провал» характеристики, причём ширина его прямо зависит от величины радиальной нагрузки – чем больше радиальная нагрузка, тем шире область низких значений коэффициента жёсткости подшипника. При этом минимальное значение коэффициента жёсткости соизмеримо с жёсткостью УЭ, которое обычно составляет  $10 \dots 25$  Н/мм. Как было показано выше, при этом погрешность в определении коэффициента жёсткости опоры может составлять 50 %. Следовательно, необходимо учитывать коэффициент жёсткости подшипника, если  $0,1 < F_a/F_r < 0,4$ .

Согласно рис. 4, в, г видно, что коэффициент осевой жёсткости увеличивается с ростом осевой нагрузки. При малых значениях осевой нагрузки коэффициенты осевой жёсткости растут линейно и незначительно, величина близка к нулю. При соотношении сил  $F_a/F_r \approx 0,25$  коэффициент осевой жёсткости начинает резко увеличиваться, и при соотношении сил  $F_a/F_r \approx 0,5$  зависимости принимают более пологий вид.

Можно утверждать, что радиальные и осевые перемещения и жёсткости существенно изменяются при изменении нагрузок. Характер зависимостей одинаков при одинаковом соотношении сил. Такое изменение необходимо учитывать при проектировании опор роторов, так как осевые и радиальные нагрузки на подшипники зависят от режима работы двигателя.

На рис. 5 приведены зависимости коэффициента радиальной жёсткости, определённые по методике [3] (сплошные линии) и по формуле (3) (пунктирные линии). Как видно из графиков, значения коэффициента радиальной жёсткости для радиально-упорного подшипника получаются завышенными по сравнению со значениями, полученными по методике [3]. Значения коэффициентов жёсткости существенно отличаются. Например для радиальной нагрузки  $F_r = 1000$  Н имеем: при осевой нагрузке  $F_a = 900$  Н, коэффициенты радиальной жёсткости отличаются в 1,7 раза, а при осевой нагрузке  $F_a = 300$  Н – в 25 раз. Следовательно, не рекомендуется определять коэффициент жёсткости подшипника по формуле (3) из-за больших погрешностей вычисления, особенно при соотношении нагрузок  $0,1 < F_a/F_r < 0,4$ .

Как известно, от величины радиального зазора зависит распределение нагрузки между шариками. В зависимости от этого распределения будут меняться деформации в контактах шариков и колец, радиальные перемещения в подшипнике и соответственно жёсткость. В опорах некоторых современных авиадвигателей подшипники качения работают с небольшим натягом, причём продолжительное время. Зазоры в подшипнике могут меняться и под воздействием тепловых потоков из проточной части двигателя и из самого подшипника. Поэтому важно знать, как изменение величины радиального зазора будет влиять на изменение коэффициента жёсткости подшипника.

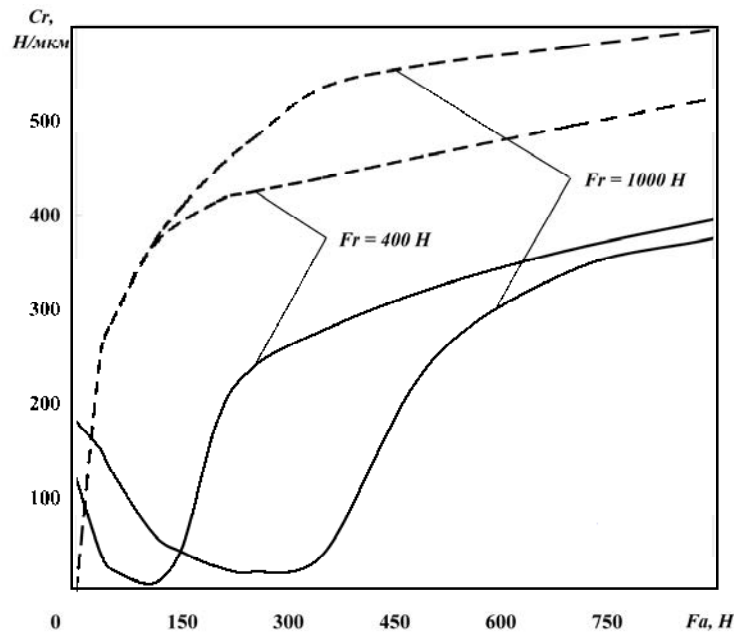


Рис. 5. Сравнение результатов расчёта коэффициентов радиальной жёсткости

Проведены расчёты для подшипника № 126126, сорт смазочного материала МК-8. Величина радиальной нагрузки составляла  $F_r=2000$  Н, осевой –  $F_a=5000$  Н, частота вращения принималась  $n=10000$  об/мин.

На рис. 6 представлена зависимость радиальной жёсткости от величины радиального зазора.

Видно, что эта зависимость нелинейная. Жёсткость подшипника при радиальных зазорах в подшипнике, равных 0 и 500 мкм, отличается в 3 раза. Такая разница может существенно изменить частоту собственных колебаний ротора.

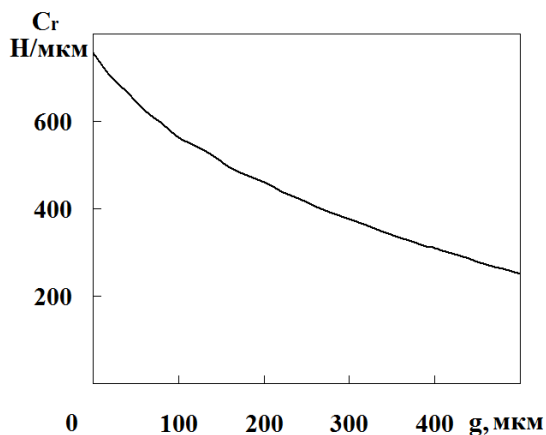


Рис. 6. Зависимость радиальной жёсткости подшипника от радиального зазора

Рассмотрено влияние частоты вращения на коэффициент радиальной жёсткости шарикового подшипника. Проведены расчёты для подшипника № 126126, сорт смазочного материала МК-8. Величина радиальной нагрузки  $F_r$  составляла 1250, 2500, 3750, 5000 и 7500 Н, осевой  $F_a$  – 5000 Н. Диапазон частот вращения принимался  $n=0...20000$  об/мин.

Оценим влияние частоты вращения по относительной жёсткости подшипника  $C_n$ , равной отношению жёсткостей при заданной и нулевой частоте вращения. Зависимости относительной жёсткости подшипника от частоты вращения приведены на рис. 7.

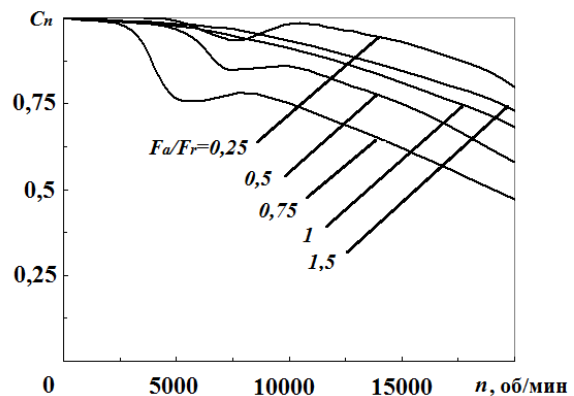


Рис. 7. Зависимости относительной жёсткости подшипника от частоты вращения при различных соотношениях нагрузок

Анализируя рис. 7, можно сделать вывод, что центробежные силы практически не влияют на коэффициент жёсткости подшипника при частотах вращения меньше 3000 об/мин. При больших частотах вращения и  $0,25 \geq F_a/F_r \geq 1$  погрешность в определении жёсткости подшипника может достигать 30 %. При умеренных осевых нагрузках на подшипник ( $F_a/F_r = 0,5 \dots 0,75$ ) влияние центробежных сил наиболее существенное – жёсткость отличается в 2 раза. Учитывая, что подшипник имеет максимальную долговечность именно при  $F_a/F_r = 0,5 \dots 0,75$  и частоты вращения роторов современных двигателей могут быть больше 20000 об/мин, влияние центробежных сил шариков будет ещё более существенным.

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что такие конструктивные и эксплуатационные факторы, как радиальный зазор, частота вращения, осевые и радиальные нагрузки, оказывают существенное влияние как на

жёсткость самого подшипника, так и на жёсткость всей опоры ротора ГТД, и должны учитываться при проектировании двигателей.

### Библиографический список

1. Балякин, В.Б. Обобщённая методика расчёта и проектирования упруго-демпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Б. Балякин, И.С. Барманов // Изв. Самар. науч. центра РАН – Самара, 2012. – Т. 14, № 4 – С. 282-287.
2. Белоусов, А.И. Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов [Текст] / А.И. Белоусов, В.Б. Балякин, Д.К. Новиков; под ред. А.И. Белоусова – Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2002. – 335 с.
3. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, В.Н. Самсонов [и др.] – Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 254 с.

## THE INFLUENCE OF DESIGN AND PERFORMANCE PARAMETERS OF AN ANGULAR BALL BEARING ON THE STIFFNESS OF GAS TURBINE ENGINE ROTOR SUPPORTS

© 2013 V. B. Balyakin, E. P. Zhilnikov, I. S. Barmanov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The paper deals with the influence of a radial bearing clearance, frequency rotation, as well as radial and axial forces on the displacement and stiffness of a ball bearing. The influence of the bearing stiffness on that of the support is assessed.

*Ball roller bearing, deformation, stiffness.*

### Информация об авторах

**Балякин Валерий Борисович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой основ конструирования машин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [029-029@mail.ru](mailto:029-029@mail.ru). Область научных интересов: проектирование опор роторов ГТД.

**Жильников Евгений Петрович**, кандидат технических наук, профессор кафедры основ конструирования машин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: расчёт подшипников качения.

**Барманов Илдар Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры основ конструирования машин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [isbarmanov@mail.ru](mailto:isbarmanov@mail.ru). Область научных интересов: конструкция и расчёт опор роторов.

**Balyakin Valery Borisovich**, doctor of technical science, professor, head of the department of elements of mechanical design, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [029-029@mail.ru](mailto:029-029@mail.ru). Area of research: design of gas turbine engine rotor supports.

**Zhilnikov Evgeny Petrovich**, candidate of technical science, professor of the department of elements of mechanical design, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University) Area of research: calculation of roller bearings.

**Barmanov Ildar Sergeyevich**, candidate of technical science, associate professor of the department of elements of mechanical design, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [isbarmanov@mail.ru](mailto:isbarmanov@mail.ru). Area of research: design and calculation of rotor supports.

УДК 621.78

## ИДЕНТИФИКАЦИЯ КРИТЕРИАЛЬНОГО УРАВНЕНИЯ ТЕПЛООТДАЧИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ ПРИ ОХЛАЖДЕНИИ АЛЮМИНИЕВЫХ СЛИТКОВ

© 2013 А. С. Горшенин, В. Е. Кривошеев

Самарский государственный технический университет

В работе рассмотрен вопрос идентификации критериального уравнения для определения коэффициента теплоотдачи экспериментальными данными при охлаждении алюминиевых слитков по методу наименьших квадратов. Описана экспериментальная установка для охлаждения алюминиевых слитков. Приведены экспериментальные данные.

*Критериальное уравнение, скорость охлаждения, аппроксимация, камера охлаждения.*

### Введение

В настоящее время изделия из алюминиевых сплавов находят всё большее применение. Одним из способов производства таких изделий является обработка давлением. Полуфабрикатами служат цилиндрические алюминиевые слитки, получаемые непрерывным литьём в охлаждаемый кристаллизатор. Как известно, при литье в водоохлаждаемый кристаллизатор ускоренное охлаждение слитков ведёт к появлению неравновесной структуры, ухудшающей качество слитка.

Для устранения дефектов слитка проводят термическую обработку, одним из видов которой является гомогенизационный отжиг. Важное влияние на структуру сплава оказывает скорость охлаждения после отжига. Охлаждение слитков после гомогенизации в промышленности реализуется несколькими способами, одним из которых является использование специальной камеры охлаждения.

### Математическая модель теплообмена в камере охлаждения

Термическая обработка является одной из самых энергозатратных в тепловых технологиях. Задача снижения энергетических затрат является одной из приоритетных в современной энергетике. На величину энергетических затрат в процессе термической обработки оказывают влия-

ние многие режимные и конструктивные факторы. Для оценки влияния данных факторов на конвективный теплообмен в камере охлаждения алюминиевых слитков авторами предложена математическая модель конвективного теплообмена в системе «охлаждающий воздух – алюминиевые слитки» [1]:

$$\begin{cases} t_{B_N} = t_{B_{(N-1)}} + \frac{c_{Pal}}{c_{Pв}} \frac{m_{ал}}{G_B} [(T_{(N-1)} - t_{B_{(N-1)}}) - \\ - (T_0 - t_{B1}) \exp(-4 \cdot Bi \cdot Fo)], \\ T_N = t_{B_{N-1}} + (T_0 - t_{B_{N-1}}) \exp(-4 \cdot Bi \cdot Fo), \\ \frac{T}{t} \leq 70^\circ C / ч \text{ в интервале } 500 - 300^\circ C. \end{cases}$$

Здесь  $t_{B_N}$  – температура охлаждающего воздуха при омывании  $N$ -го слитка,  $^\circ C$ ;  $t_{B_{(N-1)}}$  – температура охлаждающего воздуха при омывании предыдущего  $N$ -му слитка,  $^\circ C$ ;  $c_{Pal}$  – коэффициент теплоемкости алюминия, Дж/(кг· $^\circ C$ );  $m_{ал}$  – масса слитка, кг;  $c_{Pв}$  – коэффициент теплоемкости воздуха, Дж/(кг· $^\circ C$ );  $G_B$  – расход воздуха, м<sup>3</sup>/ч;  $T_0$  – начальная температура охлаждения слитка,  $^\circ C$ ;  $T_N$  – температура  $N$ -го слитка,  $^\circ C$ ;  $T_{(N-1)}$  – температура предыдущего  $N$ -му слитка,  $^\circ C$ ;  $Bi$  – критерий Био;  $Fo$  –

критерий Фурье;  $\frac{T}{t}$  – скорость охлаждения слитка,  $^{\circ}\text{C}/\text{ч}$ .

В данной системе первое уравнение описывает изменение температуры охлаждающего воздуха, второе – изменение температуры слитка, третье – ограничение на максимальную скорость охлаждения слитков.

Решение данной математической модели предполагает определение коэффициента теплоотдачи  $a$ . Движение воздуха происходит по каналам, ограниченными цилиндрическими слитками. Уравнения для расчёта коэффициента теплоотдачи при турбулентном режиме движения при омывании волновой поверхности даны в работах [2, 3]. В работе В.И. Гомелаури [4] предложено критериальное уравнение теплоотдачи при омывании волновой поверхности:

$$\overline{Nu}_{\text{жд}_{\text{эkv}}} = 0,021 \cdot \text{Re}_{\text{жд}_{\text{эkv}}}^{0,8} \cdot \text{Pr}_{\text{жс}}^{0,43} \left( \frac{\text{Pr}_{\text{жс}}}{\text{Pr}_{\text{с}}} \right)^{0,25} \cdot e_{\text{ш}}, \quad (1)$$

где  $\overline{Nu}_{\text{жд}_{\text{эkv}}} = \frac{a \cdot d_{\text{эkv}}}{l}$  – среднее значение критерия Нуссельта по длине канала;  $l$  – коэффициент теплопроводности,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}$ ;  $d_{\text{эkv}}$  – эквивалентный диаметр канала,  $\text{м}$ ;  $\text{Re}_{\text{жд}_{\text{эkv}}} = \frac{W \cdot d_{\text{эkv}}}{\nu}$  – среднее значение критерия Рейнольдса по длине канала;  $W$  – скорость охлаждающего воздуха,  $\frac{\text{м}}{\text{с}}$ ;  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости,  $\frac{\text{м}^2}{\text{с}}$ ;  $\text{Pr}_{\text{жс}}$  – среднее значение критерия Прандтля по длине канала;  $\text{Pr}_{\text{с}}$  – среднее значение критерия Прандтля, определённое при температуре алюминиевых слитков;  $e_{\text{ш}}$  – коэффициент, учитывающий увеличение теплоотдачи вследствие искусственной шероховатости:

$$e_{\text{ш}} = 1,04 \cdot \text{Pr}_{\text{жс}}^{0,04} \cdot \exp\left[0,85 \cdot f\left(\frac{S}{h}\right)\right],$$

$\frac{S}{h}$  – шаг волн,  $S$  – расстояние между соседними волнами,  $\text{м}$ ;  $h$  – высота волновой поверхности,  $\text{м}$ .

Данное критериальное уравнение обобщает опытные данные по исследованию теплоотдачи внутри каналов круглого сечения, что является недостаточным для задачи конвективного теплообмена в системе «охлаждающий воздух – алюминиевые слитки», т.к. в этой системе поверхность теплообмена представляет собой канал, ограниченный горизонтальными рядами слитков. Поэтому для приведения данного уравнения к виду, где в качестве характерного размера используется высота канала  $d$ , необходимо провести экспериментальные исследования.

### Описание эксперимента

Экспериментальное исследование теплообмена при охлаждении слитков проводилось на смонтированной камере охлаждения. Камера охлаждения представляет собой конструкцию, состоящую из рабочего пространства, в котором располагается садка; раздающего и собирающего газоходов. Для подачи охлаждающего воздуха на раздающем газоходе установлены четыре осевых вентилятора. При проведении эксперимента определялись зависимость температуры слитков в течение времени охлаждения, скорости охлаждающего воздуха. Температура слитков измерялась термопарами градуировки ХА, зачеканенными в слитки. Вторичным прибором служил измеритель - регулятор температуры 2ТРМ1. Скорость охлаждающего воздуха определялась путём пересчёта динамического давления, измеренного напорной трубкой. При проведении экспериментальных исследований погрешность измерений температуры слитков составляла 1,5%, скорости охлаждающего воздуха  $\pm 2,5\%$ .

Результаты экспериментальных значений температуры слитка представлены

на рис. 1. На графике показано изменение температуры слитка в одной точке измерения. Результаты экспериментальных

значений скорости охлаждающего воздуха представлены на рис. 2.

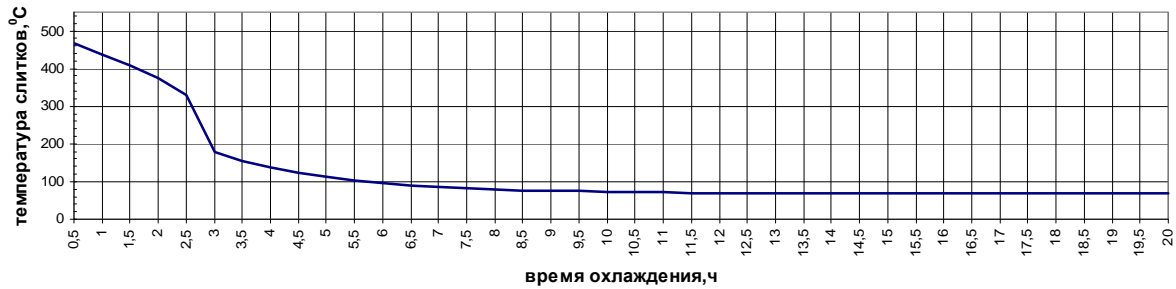


Рис. 1. Изменение температуры слитка в течение времени охлаждения

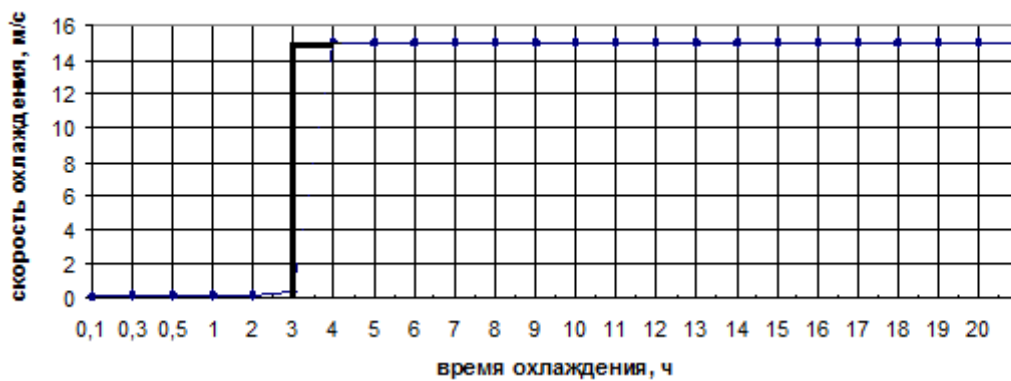


Рис. 2. Изменение скорости охлаждающего воздуха в течение времени охлаждения

### Идентификация критериального уравнения теплоотдачи по методу наименьших квадратов

Проведённое экспериментальное исследование теплообмена в камере охлаждения позволяет, используя полученные данные, получить критериальное уравнение, где в качестве характерного размера принимается высота канала  $d$ .

Для аппроксимации экспериментальных данных степени соответствия между данными эксперимента и результатами определения коэффициента теплоотдачи по формуле (1) воспользуемся методом наименьших квадратов [5].

Экспериментальные данные аппроксимируем к уравнению, выражающему зависимость между критериями Нуссельта  $Nu$ , Рейнольдса  $Re$  и Прандтля  $Pr$ :

$$Nu = A \cdot Re^B \cdot Pr^C,$$

где  $A, B, C$  – постоянные числа. Для упрощения расчётов опустим значение критерия Прандтля  $Pr^C$ , так как в интервале температур  $0 - 600^\circ C$  его значение почти не меняется.

Функция, подлежащая минимизации для определения оценок параметров методом наименьших квадратов, имеет вид [6]

$$F(A, B) = \sum_{i=1}^n (Nu_{di} - A \cdot Re_{di}^B)^2, \quad (2)$$

где  $Nu_{di}$  – значение зависимой переменной в  $i$ -м эксперименте,  $A \cdot Re_{di}^B$  – значение независимой переменной,  $A, B$  – неизвестные коэффициенты, подлежащие определению.

Для определения неизвестных коэффициентов в (2) вычислим частные производные по  $A$  и  $B$  и приравняем их нулю:

$$\frac{\partial F}{\partial A} = \frac{\partial}{\partial A} \sum_{i=1}^n (Nu_{di} - A \cdot Re_{di}^B)^2 = 0,$$

$$\frac{\partial F}{\partial B} = \frac{\partial}{\partial B} \sum_{i=1}^n (Nu_{di} - A \cdot Re_{di}^B)^2 = 0.$$

После проведения математических преобразований данных уравнений окончательно получим систему двух уравнений с двумя неизвестными:

$$\left\{ \begin{array}{l} A = \frac{\sum_{i=1}^n (Nu_{di} \cdot Re_{di}^B)}{\sum_{i=1}^n (Re_{di}^{2B})}, \\ B = \frac{\sum_{i=1}^n (Nu_{di} \cdot Re_{di}^{B-1})}{\sum_{i=1}^n (Re_{di}^B \cdot Re_{di}^{B-1})}. \end{array} \right. \quad (3)$$

Решая уравнение (3) методом подстановки, получим значения коэффициентов:  $A = 0,352$  и  $B = 0,65$ . Подставим данные коэффициенты в уравнение

$$Nu_d = 0,352 \cdot Re_d^{0,65}.$$

С учётом критерия Прандтля окончательно получим

$$Nu_d = 0,352 \cdot Re_d^{0,65} \cdot Pr^{0,33}. \quad (4)$$

Выражение (4) представляет собой критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи в канале, ограниченном поверхностью алюминиевых слитков.

### Заключение

В результате экспериментального исследования были получены данные по характеру изменения температуры слитков и скорости охлаждающего воздуха. С

использованием полученных данных проведена процедура идентификации критериального уравнения теплоотдачи. Это позволило получить критериальное уравнение, где в качестве характерного размера используется высота канала между горизонтальными рядами слитков. Данное уравнение можно использовать при инженерных расчётах.

### Библиографический список

1. Горшенин, А.С. Исследование тепловых процессов при охлаждении алюминиевых слитков после их термической обработки [Текст] / А.С. Горшенин, В.Е. Кривошеев // Энергетика и энергоэффективные технологии: тр. V междунар. науч.-практ. конф. – Липецк, 2012. – С. 60-62.
2. Кружилин, Г. Н. Теория теплопередачи круглого цилиндра в поперечном потоке жидкости [Текст] / Г. Н. Кружилин // ЖТФ. – 1936. – Т. 6. – Вып. 5. – С. 858-865.
3. Eckert, E. R. G. Die Berechnung des Wärmeüberganges in der laminaren Grenzschicht umstromter Körper [Text] / E. R. G. Eckert // VDI – Forschungsh, 1942. – S. 1-26.
4. Гомелаури, В. И. Влияние искусственной шероховатости на конвективный теплообмен [Текст] / В. И. Гомелаури // Тр. института физики АН ГССР. – Тбилиси. – 1963. – Т. 9. – С. 111-145.
5. Горский, В.Г. Планирование промышленных экспериментов [Текст] / В.Г. Горский, Ю.П. Адлер, А.М. Талалай. – М.: Металлургия, 1978. – 279 с.
6. Соколов, А.К. Коэффициенты, упрощающие расчет теплопередачи через обмуровки печей [Текст] / А.К. Соколов. – Иваново: Ивановский государственный университет, 1980. – 11 с.



## **AGREEMENT BETWEEN CRITERIAL EQUATIONS OF HEAT TRANSFER IN THE PROCESS OF COOLING ALUMINIUM INGOTS AND EXPERIMENTAL DATA**

© 2013 A. S. Gorshenin, V. E. Krivosheev

Samara State Technical University

The paper deals with the problem of agreement between the criterial equation for the determination of the heat transfer coefficient and the experimental data for the case of cooling aluminum ingots using the least squares method. An experimental unit for the cooling of aluminum ingots is described. Experimental data are presented.

*Criterial equation, rate of cooling, approximation, cooling chamber.*

### **Информация об авторах**

**Горшенин Андрей Сергеевич**, заместитель заведующего кафедрой «Промышленная теплоэнергетика», Самарский государственный технический университет. E-mail: [andersonag1@yandex.ru](mailto:andersonag1@yandex.ru), [andersonag1@mail.ru](mailto:andersonag1@mail.ru). Область научных интересов: изучение и оптимизация процессов теплообмена в конвективных печах для термической обработки алюминия.

**Кривошеев Владимир Евгеньевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Промышленная теплоэнергетика», Самарский государственный технический университет. E-mail: [pt@samgtu.ru](mailto:pt@samgtu.ru). Область научных интересов: изучение теплообмена в печах и котельных установках.

**Gorshenin Andrey Sergeevich**, deputy head of the department of industrial heat power engineering, Samara State Technical University. E-mail: [andersonag1@yandex.ru](mailto:andersonag1@yandex.ru), [andersonag1@mail.ru](mailto:andersonag1@mail.ru). Area of research: study of heat exchange in convective furnaces for aluminum thermal treatment and optimization of the process.

**Krivosheev Vladimir Evgenievich**, candidate of technical science, associate professor of the department of industrial heat power engineering, Samara State Technical University. E-mail: [pt@samgtu.ru](mailto:pt@samgtu.ru). Area of research: study of heat transfer in furnaces and boilers.

УДК 622

## ИСПЫТАНИЯ НАСОСНО-КОМПРЕССОРНЫХ ТРУБ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА 1953Т1 С ИЗНОСОСТОЙКИМИ РЕЗЬБОВЫМИ ПОКРЫТИЯМИ

© 2013 А. В. Иванова

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика  
С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

По результатам натурных испытаний определены наиболее перспективные типы износостойких резьбовых покрытий, использование которых позволит значительно повысить срок службы и надёжность работы легкосплавных насосно-компрессорных труб из алюминиевого сплава 1953Т1.

*Легкосплавы насосно-компрессорные трубы, конические резьбы треугольного профиля, промысловые испытания, резьбоуплотнительные смазки, натяг, профиль, износ резьбы.*

Современное состояние нефтяной промышленности характеризуется большим фондом добывающих и нагнетательных скважин, в которых используются миллионы километров насосно-компрессорных труб (НКТ). При этом основное количество из них составляют стальные трубы различных групп прочности, изготовленные по ГОСТ 633-80 [1]. Одной из главных причин малого срока службы стальных НКТ является коррозионное повреждение [2]. Основная причина, вызывающая интенсивную коррозию НКТ, – присутствие в нефти, нефтяном газе и пластовых водах, добываемых совместно с нефтью, коррозионно-активных элементов, содержащих сернистые и кислородные соединения, сероводород, углекислый газ, а также различные минеральные соли.

Одним из эффективных методов борьбы с коррозией насосно-компрессорных труб является применение легкосплавных насосно-компрессорных (ЛНКТ) специальных алюминиевых сплавов [3]. ЛНКТ не содержат в своём составе железа, что позволяет использовать их в скважинах с высоким содержанием сероводорода, углекислого газа и других коррозионно-активных компонентов.

Алюминиевые сплавы обладают ценными физико-механическими свой-

ствами, выгодно отличающими их от стали – традиционного материала для изготовления буровых и насосно-компрессорных труб. К этим свойствам относятся их небольшой удельный вес, высокая удельная прочность и коррозионная стойкость в агрессивных средах, немагнитность, стабильность механических свойств при различных температурах, высокая технологичность в процессах обработки давлением и резанием, неограниченные запасы исходного сырья для производства. Это обусловлено тем, что среди химических элементов алюминий занимает по распространённости в земной коре третье место, уступая лишь кислороду и кремнию.

Модуль упругости, определяющий деформационное поведение конструкций у алюминиевых сплавов, в 2,8 раза меньше, чем у сталей. Алюминий и его сплавы химически активны, однако при взаимодействии с кислородом они легко покрываются поверхностной прочной и устойчивой окисной плёнкой, которая защищает их от дальнейшего взаимодействия с окружающей средой. В промышленности применяются свыше 70 марок алюминиевых сплавов. В зависимости от способа получения изделий из них алюминиевые сплавы подразделяются на деформируемые и литейные.

С точки зрения перспективности применения алюминиевых сплавов в нефтегазовом секторе большой интерес представляют сплавы системы Al-Zn-Mg с различным содержанием легирующих компонентов, например сплав 1953, обладающий наибольшим пределом текучести из этой группы сплавов. Предел текучести сплава 1953 равен этому показателю для стали категории прочности К (предел текучести 490 МПа).

Но для широкого применения ЛНКТ необходимо обеспечить такие же эксплуатационные показатели, как и у стальных труб. Одним из таких показателей является износ резьбовых соединений труб при их многократном свинчивании, связанном с выполнением спуско-подъёмных операций. Практика работы стальных НКТ показывает, что они выдерживают в среднем 10-15 циклов свинчивания-развинчивания, после чего отправляются на ремонт. В связи с тем, что ЛНКТ изготавливаются из более мягкого материала, чем сталь, возможное число циклов свинчивания-развинчивания у них будет меньше. Одним из способов устранения этого недостатка является нанесение на резьбы износостойких покрытий.

Целью настоящей работы явилось определение износостойкости различных типов покрытий, нанесённых на резьбу образцов ЛНКТ диаметром 73 мм. При проведении испытаний использовались образцы ЛНКТ из алюминиевого сплава 1953Т1 с износостойкими покрытиями, нанесёнными на наружную и внутреннюю резьбы.

В нефтяной промышленности для изготовления труб широко используется алюминиевый сплав марки Д16. В последнее время, в связи с возросшими требованиями к трубам по прочностным и антикоррозионным свойствам, началось применение алюминиевого сплава марки 1953Т1, который обладает повышенной коррозионной стойкостью в агрессивных нефтепромысловых средах [4].

Для проведения испытаний ЛНКТ были изготовлены парные образцы муфт и

ниппелей с наружным диаметром 73 мм треугольного профиля резьбы. Изготовление образцов было выполнено в соответствии с требованиями ГОСТ 633-80. Натяг резьбы муфты и ниппеля проверялся резьбовыми калибрами-пробками, а также резьбовыми калибрами-кольцами.

Проведённые замеры геометрии показали, что конусность всех резьб не имеет отклонений от требований ГОСТа, а все показатели натягов и профилей резьб, изготовленных для проведения испытаний образцов, соответствуют требованиям ГОСТ 633-80.

На девять парных образцов (муфта+ниппель) с номерами 1-6, 9, 11 и 13 были нанесены износостойкие покрытия детонационным методом. На резьбу четырёх образцов (№ 3-6) было нанесено покрытие, содержащее 70% Ni+17% Cr+13% Fe, а на резьбы двух образцов (№ 1 и 2) – медное покрытие. Эти два типа износостойких покрытий наносились как на наружные, так и на внутренние резьбы образцов.

На три парных образца № 12, 14 и 15 на внутренние и наружные резьбы было нанесено покрытие «КСИЛАН» (Xylan). Это покрытие представляет собой семейство фторопластовых лакокрасочных материалов с содержанием политетрафторэтилена (тефлон) и наносится на поверхность тонким слоем.

После нанесения износостойких покрытий часть образцов (№ 2, 3, 4) проходила бездетонационную ультразвуковую финишную обработку (БУФО). На резьбы образцов № 9, 11, 13 износостойкие покрытия не наносились. Резьбы этих образцов проходили только БУФО. При этом из-за технических ограничений используемого оборудования внутренняя резьба муфт образцов № 2, 3, 4, 9, 11 и 13 подвергалась БУФО только на 2/3 своей длины. Образцы с покрытием «КСИЛАН» БУФО не проходили.

Для проверки эффективности работоспособности нанесённых защитных покрытий были проведены испытания образцов путём свинчивания-развин-

чивания резьбовых соединений на оборудовании, используемом на скважинах при выполнении спуско-подъёмных операций с НКТ. При этом износостойкость покрытий определялась путём изменения натягов резьбовых соединений в процессе 30 циклов их свинчивания-развинчивания, а также метрологического контроля резьбы до и после проведения испытаний.

Испытания образцов ЛНКТ проводились на добывающей скважине. Схема оборудования, используемого при проведении испытаний ЛНКТ, показана на рис. 1. Свинчивание образцов ЛНКТ на скважине проводилось гидравлическим ключом с фиксацией момента свинчивания. Свинчивание образцов показало, что среднее значение моментов составляет 900-1000 нм. На основании этого все дальнейшие испытания образцов ЛНКТ проводились с моментом свинчивания, равным 950 Нм.

При свинчивании резьбовых соединений необходимо применять специальные смазки. Основное назначение таких смазок – уменьшение износа витков резьбы, заполнение имеющихся технологических зазоров между витками и повышение за счёт этого герметичности свинченных

резьбовых соединений. Для предохранения витков резьбы ЛНКТ желательно использовать смазки без металлических наполнителей. Одной из таких смазок является резьбоуплотнительная смазка РУС-1. В процессе развинчивания некоторых образцов в удаляемой с их резьбовых поверхностей смазке на муфте и ниппеле была обнаружена стружка. Особенно она была заметна на первых циклах свинчивания на образцах № 7, 8, 10 без покрытия, № 9, 11, 13 (БУФО) и № 12, 14, 15 (покрытие «КСИЛАН»). На образцах с покрытием «КСИЛАН» дополнительно к алюминиевой стружке в смазке присутствовали частицы «КСИЛАН». На образцах с другими типами покрытий стружка в смазке не наблюдалась.

По результатам проведённых испытаний было выявлено следующее.

1. Наименьшую износостойкость имеют резьбы, покрытые «КСИЛАН» и прошедшие БУФО (рис. 2).

2. Покрытия на основе меди и порошка, содержащего 70%Ni+17%Cr + 13%Fe, имеют высокую и практически одинаковую износостойкость (рис. 3).



Рис. 1. Оборудование, используемое при проведении испытаний образцов

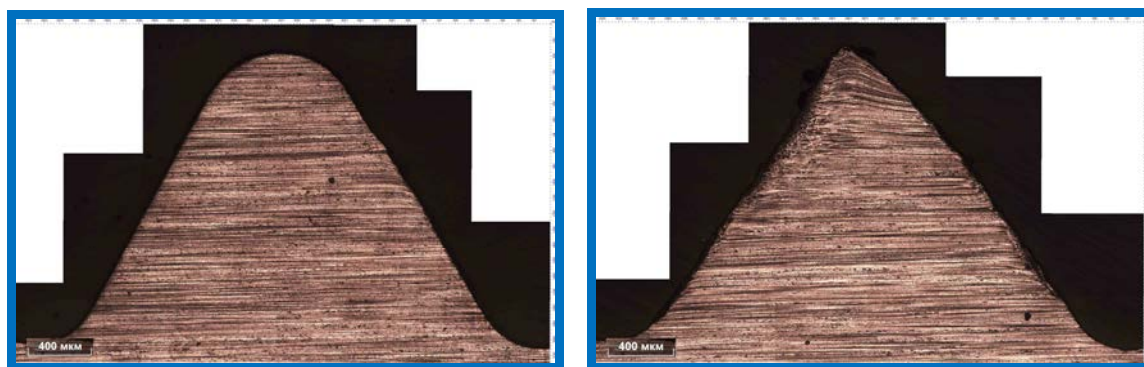


Рис. 2. Вид профиля резьбы, покрытой КСИЛАНом, до (а) и после (б) испытаний

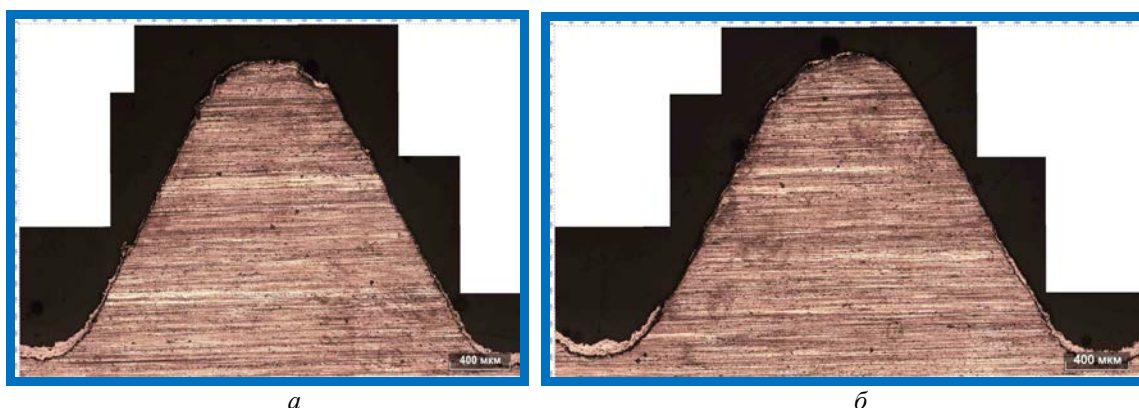


Рис. 3. Вид профиля резьбы, покрытой медью, до (а) и после (б) испытаний

Проведённые металлографические исследования подтвердили информацию, полученную при замерах величины натягов, что наименьший износ резьбы получен на резьбовых образцах, которые имели защитное покрытие на основе меди и прошли последующую обработку БУФО. На рабочих поверхностях резьбы образцов после 30 циклов свинчивания/развинчивания сохранился защитный слой, остаточная толщина которого составляла 15-20 мкм. Это даёт возможность утверждать, что ЛНКТ с защитными покрытиями на основе меди и порошка (70%Ni+17%Cr+13%Fe) имеют показатели износостойкости при свинчивании-развинчивании, не уступающие стальным трубам.

Таким образом, на основании проведённого исследования можно сделать вывод о том, что, если в нефти, нефтяном газе и пластовых водах присутствуют коррозионно-активные элементы, перспективным является использование в

процессах бурения и эксплуатации скважин трубных изделий из алюминиевого сплава 1953Т1 с защитным покрытием резьбы.

#### Библиографический список

1. ГОСТ 633–80. Трубы насосно-компрессорные и муфты к ним [Текст]. – М.: Издательство стандартов, 1980. – 179 с.
2. ГОСТ 10654–81. Калибры для треугольной резьбы насосно-компрессорных труб и муфт к ним [Текст]. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 100 с.
3. Коррозионно-усталостная прочность бурильных труб из алюминиевых сплавов [Текст] / В.П. Карлашов, А.Н. Яров, К.М. Гильман [и др.] – М.: Недра, 1977. – 183 с.
4. Басович, В.С. Бурильные трубы из алюминиевых сплавов [Текст] / В.С. Басович, М.Я. Гельфгат, Д.Н. Лубяный // Металлоснабжение и сбыт. – 2006. – №11. – С. 34-36.



## **TESTS OF TUBING MADE OF ALUMINUM ALLOY 1953T1 WITH WEAR-RESISTANT THREAD-LINED COATS**

© 2013 A. V. Ivanova

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The most promising types of wear-resistant thread-lined coats have been determined according to the results of field tests. Using these coat types will result in considerable increase of the life time and work reliability of light- alloy tubing made of aluminum alloy 1953T1.

*Light-alloy tubing, conical threads of triangular profile, field tests, thread lubricants, tightness, profile, thread wear.*

### **Информация об авторе**

**Иванова Алина Всеволодовна**, аспирант кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Ivanova Alina Vsevolodovna**, postgraduate student, the department of strength of materials, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of research: residual stress mechanics.

УДК 519.6+620.179

## ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВАТЕЛЯ МИНИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ

© 2013 В. А. Медникова

Самарский государственный технический университет

В статье рассмотрена задача оптимизации проходных индукционных нагревательных установок (ИНУ) с непрерывной выдачей металлических полуфабрикатов для последующей обработки давлением. Сформулированы и решены задачи оптимального проектирования односекционного и двухсекционного нагревателя минимальной длины.

*Индукционная нагревательная установка, оптимальное проектирование, стационарные режимы работы, альтернативный метод, температурное распределение, точность нагрева, нелинейная численная модель.*

### Введение

В настоящее время для нагрева чёрных и цветных металлов перед операциями пластического деформирования широкое применение находят индукционные нагреватели периодического и непрерывного действия, отвечающие требованиям производства по совокупности основных технико-экономических показателей. На практике широкое применение нашли индукционные нагревательные установки непрерывного действия с постоянной скоростью  $V$  перемещения заготовок в индукторе (рис.1). Как правило, величина  $V$  заранее фиксируется требуемой производительностью технологического комплекса «нагрев – обработка давлением».

Основной особенностью управляющих воздействий в задачах оптимального управления непрерывными процессами индукционного нагрева металла по сравнению с периодическими ПИНМ, применительно к движению потока нагреваемо-

го металла с постоянной скоростью, является их неизменность во времени. Такие воздействия можно трактовать либо как развёртки по длине индуктора оптимальных программ изменения во времени соответствующих управлений процессом непрерывного нагрева, либо как некоторый набор постоянных значений параметров нагревательной установки. Они представляют собой проектные решения ИНУ, реализуемые на объекте до начала его функционирования и не меняющиеся в процессе его работы [6]. Для ИНУ заданного конструктивного исполнения управление осуществляется путём выбора мощности нагрева (напряжения, тока источника питания) для отдельных секций. Для ИНУ на стадии проектирования в качестве управляющих воздействий могут быть выбраны такие элементы проектных решений, как число витков и размеры секций нагревателя [6].

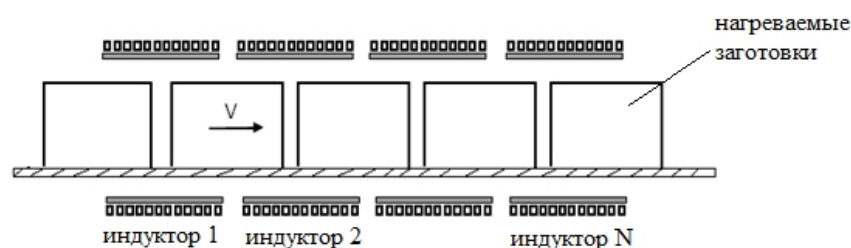


Рис. 1. ИНУ непрерывного действия

При решении задачи оптимизации стационарных режимов непрерывного индукционного нагрева использовалась численная нелинейная модель взаимосвязанных нелинейных процессов в электромагнитных и тепловых полях, описывающая поведение температурного поля и позволяющая учесть все основные особенности реальных объектов. Численная модель реализована на базе конечно-элементного программного пакета ANSYS. Алгоритм моделирования разработан в Институте Электротехнологий Университета им. Лейбница (Германия, г. Ганновер). В статье рассматриваются задачи проектирования нагревателя минимальной длины, которые сводятся к выбору числа, размеров и мощностей управляемых секций индуктора в идеализированных условиях возможности равномерного распределения максимальной интенсивности тепловыделения по длине каждой из секций.

### 1. Математическая модель процесса индукционного нагрева

В общем случае пространственно-временное распределение температуры по объёму металлического изделия в процессе индукционного нагрева описывается системой уравнений Максвелла и Фурье для электромагнитных и температурных полей [1, 2]. Уравнения Максвелла для электромагнитного поля внутри проводящего материала могут быть представлены в следующем виде:

$$\operatorname{rot} \bar{H} = \bar{J} + \frac{\partial \bar{D}}{\partial t}; \quad (1)$$

$$\operatorname{rot} \bar{E} = -\frac{\partial \bar{B}}{\partial t}; \quad (2)$$

$$\operatorname{div} \bar{B} = 0; \quad (3)$$

$$\operatorname{div} \bar{E} = 0, \quad (4)$$

где  $\bar{H}$  – вектор напряжённости магнитного поля;  $\bar{J}$  – плотность тока проводимости;  $\bar{D}$  – вектор электрической индукции (электрического смещения);  $t$

– время;  $\bar{E}$  – вектор напряжённости электрического поля. Для получения решения представленной системы (1)-(4) относительно всех неизвестных, число которых превышает число уравнений, необходимо дополнить её следующими базовыми соотношениями, выполняющимися в линейных изотропных средах [3]:

$$\bar{D} = \epsilon \bar{E}; \quad (5)$$

$$\bar{B} = \mu \bar{H}; \quad (6)$$

$$\bar{J} = \sigma \bar{E}. \quad (7)$$

Принимая во внимание (5) и (7), уравнение (1) можно записать в следующем виде:

$$\operatorname{rot} \bar{H} = \sigma \bar{E} + \frac{\partial(\epsilon \bar{E})}{\partial t}. \quad (8)$$

При индукционном нагреве металлических заготовок с частотой питающего тока меньше, чем 100 МГц, как правило, плотность индуцированного тока проводимости намного больше плотности тока смещения. Поэтому вторым слагаемым в правой части равенства (8) можно пренебречь. Таким образом, уравнение (8) принимает вид:

$$\operatorname{rot} \bar{H} = \sigma \bar{E}. \quad (9)$$

Уравнение Фурье, описывающее в общем виде температурное поле в нагреваемой заготовке, имеет вид:

$$c(t)g(T) \frac{\partial T}{\partial t} - \operatorname{div}(I(t) \operatorname{grad} T) + c(t)g(t)V \operatorname{grad} T = -\operatorname{div}[EH]. \quad (10)$$

Здесь  $c(t)$ ,  $g(t)$ ,  $I(t)$  – соответственно удельная теплоёмкость, плотность и коэффициент теплопроводности нагреваемого металла;  $V$  – вектор скорости перемещения заготовки;  $t$  – время.

Для осесимметричной нелинейной двумерной модели взаимосвязанных



электромагнитного и температурного полей в процессе непрерывного индукционного нагрева заготовки цилиндрической формы конечной длины температурное поле определяется уравнением:

$$c(T)g(T)V\frac{\partial T(l,y)}{\partial l} = \frac{1}{l}\frac{\partial}{\partial l}\left(I(T)l\frac{\partial T(l,y)}{\partial l}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(I(T)\frac{\partial T(l,y)}{\partial y}\right) + W(l,y); \quad (11)$$

$$0 < l < R, 0 < y < L$$

с граничными условиями:

$$\frac{\partial T(0,y)}{\partial l} = 0; I(T)\frac{\partial T(R,y)}{\partial l} = a(T_c - T(R,y));$$

$$-I(T)\frac{\partial T(l,0)}{\partial y} = a(T_c - T(l,0)); \quad (12)$$

$$I(T)\frac{\partial T(l,L)}{\partial y} = a(T_c - T(l,L)).$$

Здесь  $l, y$  – радиальная и осевая пространственные координаты соответственно;  $L$  – длина цилиндра;  $R$  – радиус;  $c(T), \gamma(T), \lambda(T)$  – соответственно удельная теплоёмкость, плотность и коэффициент теплопроводности нагреваемого металла;  $a(T)$  – коэффициент теплоотдачи в окружающую среду;  $T_c$  – температура окружающей среды.

Решение нелинейных систем уравнений (1)-(10) может быть получено численными методами.

На базе конечно-элементного универсального программного пакета ANSYS разработана численная двумерная модель процесса индукционного нагрева цилиндрической заготовки в ИНУ непрерывного действия. Алгоритм моделирования позволяет осуществлять совместное решение электромагнитной и тепловой задач с учётом температурной зависимости теплофизических свойств материала в процессе нагрева при наличии тепловых потерь за счёт конвекции и излучения. Разработанная модель позволяет исследовать физические

закономерности температурных полей в переходных и стационарных режимах нагрева заготовок. Результаты, полученные при моделировании в программном пакете ANSYS, сравнивались с расчётами модели, реализованной в специализированном программном пакете FLUX [5]. Результаты исследования и верификации модели показали, что на всех этапах численного анализа температурное распределение качественно совпадает на всём протяжении процесса при незначительном количественном различии. Таким образом, модель может быть использована в оптимизационных процедурах как для решения задач оптимального управления многомерными температурными полями в процессе непрерывного индукционного нагрева, так и для оптимального проектирования ИНУ.

## 2. Постановка задачи минимизации длины проходного нагревателя

Как показано в [7], задача обеспечения заданной точности нагрева на выходе проходной ИНУ минимально возможной длины в условиях принятых ограничений является аналогом задачи оптимального по быстродействию управления непрерывным процессом индукционного нагрева заготовки с той же точностью. Таким образом, основная задача на минимум времени нагрева заготовки до требуемой температуры с заданной точностью сводится в данном случае к проектированию индуктора минимальной длины. Входным параметром численной модели электромагнитных и тепловых процессов является ток источника питания, который однозначно связан с распределением мощности нагрева по длине ИНУ и поэтому может рассматриваться в качестве управляющего воздействия. Ограничение на пространственное управление может быть представлено в форме:

$$0 \leq I(y) \leq I_{\max}, 0 < y \leq L. \quad (13)$$

Условие достижения требуемой конечной температуры  $T^* = const$  на выходе из нагревателя с заданной точностью нагрева  $e_0$  может быть записано в виде:

$$\max_{l \in [0; R]} |T(l, L) - T^*| \leq e_0. \quad (14)$$

Можно сформулировать следующую задачу на минимум длины индуктора, которая является аналогом задачи оптимального по быстродействию управления непрерывным процессом нагрева. Задача оптимального управления процессом непрерывного индукционного нагрева сводится к поиску такого переменного по длине индуктора управляющего воздействия  $I(y) = I_{opt}(y)$ , при котором требование (14) для конечного распределения температуры, описываемого уравнением (11) с граничными условиями (12), выполняется при минимально возможной в условиях (13) длине индуктора  $L$ . Как показано в [6-8], оптимальное управляющее воздействие для рассматриваемого класса многомерных нелинейных моделей представляет собой релейную функцию, которая может быть записана в следующем виде:

$$I_{opt}(y) = \frac{I_{max}}{2} [1 + (-1)^{j+1}], \quad \sum_{i=1}^{j-1} \Delta_i < y < \sum_{i=1}^j \Delta_i, \quad j = \overline{1, N}. \quad (15)$$

Оптимальное управление представляет собой чередующиеся по длине нагревателя участки с максимальным значением тока и его отсутствием протяжённостью  $\Delta_j = y_j - y_{j-1}, j = \overline{1, N}$ . В рамках рассматриваемых здесь модельных постановок задачи оптимизации это означает, что нагреватель оптимального конструктивного исполнения следует спроектировать в виде последовательно расположенных по направлению движения заготовок чередующихся друг с другом отдельных секций с максимальной

интенсивностью нагрева и полным его отсутствием. В итоге, согласно алгоритму (15),  $I_{opt}(y)$  задаётся с точностью до числа  $N$  и значений параметров  $\Delta_j$ , по существу являющихся длинами соответствующих секций ИНУ. Это означает, что оптимальная конструкция нагревателя заведомо задаётся с точностью до числа  $N$  и протяжённостей (размеров)  $\Delta_j, j = \overline{1, N}$  таких секций, к определению которых и сводится в результате рассматриваемая задача. Учитывая параметрическое представление управляющего воздействия в виде (15), общая длина проектируемого нагревателя представляет собой сумму искомых параметров:  $L = \sum_{j=1}^N \Delta_j$ . При этом температурное поле также может быть представлено в виде параметрической зависимости  $T(l, L, \Delta)$ . Тогда задача оптимального проектирования редуцируется к специальной задаче математического программирования вида [7]:

$$\begin{cases} I(\Delta) = \sum_{j=1}^N \Delta_j \rightarrow \min_{\Delta}; \Delta = (\Delta_1, \Delta_2, \dots, \Delta_N); & (16) \\ \Phi(\Delta) = \max_{\substack{l \in [0, R] \\ y \in [0, L]}} |T(l, L, \Delta) - T^*| \leq e_0 & (17) \end{cases}$$

на минимум функции (16)  $N$  переменных  $\Delta_j$  с ограничениями, порождаемыми требованием (14) обеспечения заданной точности нагрева  $e_0$  для всех  $l \in [0, R], y \in [0, L]$  и заменяемыми одним условием (17), сформулированным для максимума отклонения радиального распределения температуры  $T(l, y, \Delta)$  от  $T^*$  на выходе из индуктора при  $y = L$ . При этом температурное распределение  $T(l, y, \Delta)$  находится с помощью описанной выше численной ANSYS-модели процесса индукционного нагрева. Аналогии с закономерностями температурного распределения в процессах оптимального по

быстродействию индукционного нагрева приводят к сохранению в рассматриваемой задаче (16), (17) соответствующей этим процессам оптимальной формы кривой радиального распределения температур на выходе нагревателя и его альтернансных свойств. Это означает, что решение задачи полубесконечной оптимизации (16), (17) относительно всех характеристик оптимального процесса, включая число  $N$  и величины  $\Delta_j$ ,  $j = \overline{1, N}$ , составляющих вектора параметров  $\Lambda = (\Delta_1, \Delta_2, \dots, \Delta_N)$ , однозначно определяющего искомое управляющее воздействие, может быть получено альтернансным методом [7].

### 3. Решение задачи проектирования проходного нагревателя минимальной длины

Альтернансный метод решения сформулированной задачи параметрической оптимизации базируется на специальных альтернансных свойствах вектора  $\Lambda^{(N)}$  оптимальных решений задачи полубесконечной оптимизации (16), (17), являющихся аналогом известных условий экстремума в теории нелинейных чебышевских приближений и дополнительной информации о конфигурации пространственного распределения результирующего температурного поля  $T(l, y, \Lambda^{(N)})$  в конце оптимального процесса нагрева управляемой величины [7]. Оптимальный по быстродействию процесс индукционного нагрева сводится, согласно (15), к совокупности  $N$  чередующихся интервалов нагрева с максимально допустимой интенсивностью и последующего выравнивания температур. При этом число  $N$  таких интервалов заранее не известно и должно быть найдено вместе с их длительностями в зависимости от требуемой точности  $e_0$  приближения к заданной конечной температуре. Условие (14), накладываемое на распределение температуры  $T(l, L, \Lambda^0)$ , означает, что абсолютное от-

клонение  $|T(l, L, \Lambda^0) - T^*|$  конечной температуры оптимального процесса от требуемой не должны превышать заданной величины  $e_0$  для всех значений пространственных координат  $l \in [0; R]$ . Основное свойство результирующего радиального температурного распределения  $T(l, L, \Lambda^0)$  состоит в том, что число таких точек в поперечном сечении нагреваемой заготовки на выходе индуктора, в которых достигаются предельные допустимые абсолютные отклонения  $e_0$  конечной температуры от требуемой, всегда оказывается не меньшим числа искомых параметров оптимального процесса [7]. Метод позволяет сконструировать систему уравнений, замкнутую относительно всех неизвестных параметров оптимального процесса. Решение данной системы приводит к решению рассматриваемой задачи оптимизации. Алгоритмы и правила конструирования расчётных систем рассмотрены в работах [7, 9, 10].

#### 3.1 Проектирование односекционного нагревателя минимальной длины

Рассмотрим решение задачи минимизации длины индукционного нагревателя, состоящего из одной активной секции. Исходные данные по конструктивным характеристикам нагревателя приведены в табл. 1. Теплофизические параметры заготовки и теплоизоляции задавались как известные функции от температуры, характеризующие типовые свойства стали С 40.

Основываясь на альтернансных свойствах температурных полей в конце процессов нагрева, при максимально достижимой точности нагрева  $e_{\min}^{(1)}$  в классе однопараметрических управляющих воздействий, можно установить форму кривой распределения температуры по радиусу цилиндрической заготовки на выходе из нагревателя  $y = L$  [7], которая будет иметь вид, представленный на рис.2.

Таблица 1. Исходные данные для моделирования

Материал заготовки	Сталь
Диаметр заготовки, мм	100
Заданная температура заготовки, °C	1250
Начальная температура заготовки, °C	20
Температура окружающей среды, °C	20
Скорость движения заготовки в стационарном режиме нагрева, мм/сек	5,67
Производительность, кг/ч	1250
Частота питающего тока, Гц	1000
Внутренний диаметр катушки индуктора, мм	180

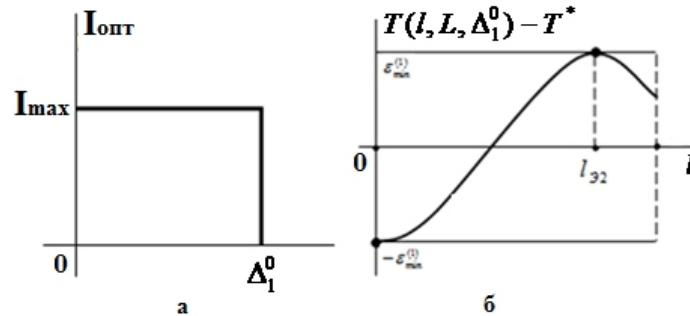


Рис. 2. Оптимальное управление (а) и форма кривой  $T(l, L, \Delta_1^0) - T^*$  результирующего распределения температуры (б) при  $e_0 = e_{\min}^{(1)}$

Тогда соответствующая расчётная система уравнений может быть записана следующим образом:

$$\begin{cases} T(0, L, \Delta_1^0) - T^* = -e_{\min}^{(1)}; \\ T(l_{32}, L, \Delta_1^0) - T^* = +e_{\min}^{(1)}; \\ \frac{\partial T(l_{32}, L, \Delta_1^0)}{\partial l} = 0. \end{cases} \quad (18)$$

Решение этой системы относительно всех искомым параметров, в роли которых выступают оптимальная длина индуктора, равная  $\Delta_1^0$ , минимакс  $e_{\min}^{(1)}$  и координата точки температурного максимума  $l_{32}$  позволяет получить решение исходной задачи. Система (18) решалась для ряда максимальных значений тока индуктора  $I_{\max}$  в ограничении (13): 4071, 4368, 4761, 5302, 6114 А. На рис. 3 представлена зависимость минимальной длины индуктора  $\Delta_1^0$  от максимально допустимого уровня тока  $I_{\max}$ . На рис. 4 показано влияние величины максимального значения тока на величину  $e_{\min}^{(1)}$ . Рис. 5 иллюстрирует зависимость максимального значения темпе-

ратуры заготовки в процессе нагрева от величины оптимальной длины индуктора.

Как видно из представленных результатов, наибольшему значению максимального тока на индукторе соответствует наименьшее значение оптимальной длины индуктора. В то же время при минимальных длинах активной секции индуктора наблюдается сильный перегрев заготовок до 122 °C ( $\Delta_1^0 = 0.9\text{м}$ ,  $I_{\max} = 4070.6\text{А}$ ), что недопустимо по технологии. Из приведённых результатов следует, что увеличение значения тока питания приводит к уменьшению длины односекционного нагревателя, но при этом существенно падает точность нагрева. Получаем, что в односекционном нагревателе точность нагрева 10-30 °C, отвечающая типовым технологическим требованиям, диктуемым последующими стадиями пластической деформации металла, может быть достигнута далеко не во всех случаях. Поэтому для повышения точности нагрева необходимо использовать нагреватели более сложной конструкции, реализующие многоинтервальные алгоритмы управления.

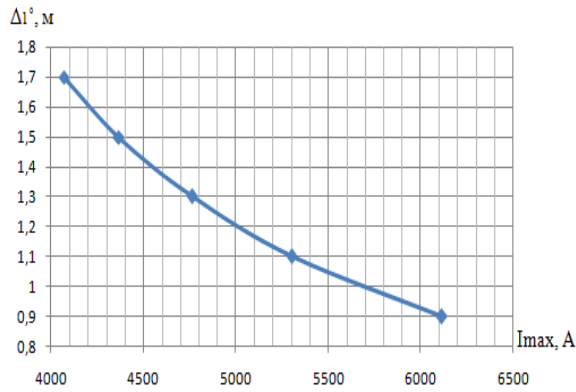


Рис. 3. Зависимость минимальной длины односекционной индукционной установки от максимальной величины питающего тока для случая  $\epsilon_0 = \epsilon_{min}^{(1)}$

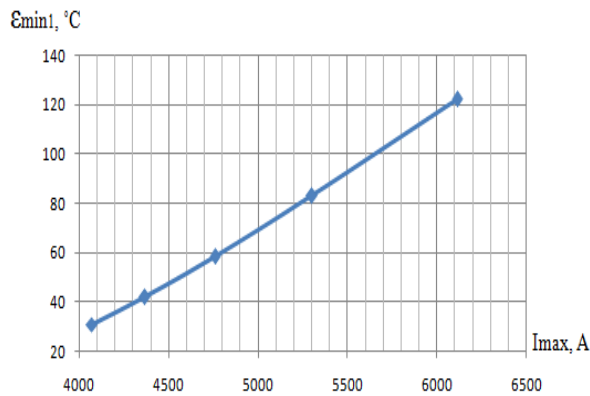


Рис. 4. Зависимость максимально достижимой точности нагрева  $\epsilon_{min}^{(1)}$  от максимальной величины питающего тока

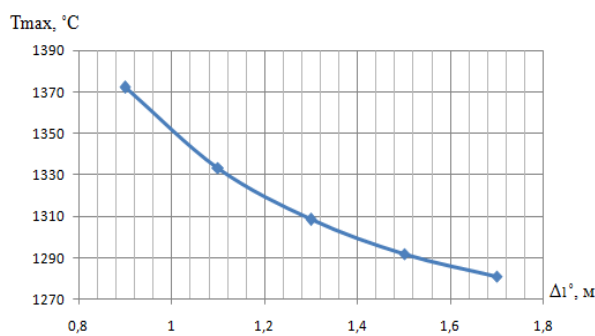


Рис. 5. Зависимость максимальной температуры  $T_{max}, ^\circ C$ , достигнутой в процессе нагрева, от минимальной длины односекционной индукционной установки для случая  $\epsilon_0 = \epsilon_{min}^{(1)}$

### 3.2 Проектирование двухсекционного нагревателя минимальной длины

В случае, если индукционная нагревательная установка состоит из двух секций, то, согласно алгоритму (15), в первой по ходу движения секции нагрев должен осуществляться при значении тока индуктора  $I_{max}$ , а во второй должно происходить выравнивание температур при  $I(y) = 0$  (рис. 6). Вторая секция индуктора в данных условиях представляет собой «термостат», где осуществлять нагрев не требуется. Длина индуктора ограничивается размерами первой секции и задача сводится к минимизации длины всей нагревательной установки. Как и для случая одноинтервального управления, в качестве управляющего воздействия выбираем ток источника питания, стеснённый ограничением (13). В данном случае двухпараметрическое управление имеет вид (15) при значении  $N=2$ . В качестве оптимизируемых параметров  $\Delta^0 = (\Delta_1^0, \Delta_2^0)$  выступают длины активной и пассивной секций, а минимально достижимое в данном классе управлений абсолютное отклонение распределения температуры в поперечном сечении заготовки от заданного значения представляет собой мини-макс  $e_0 = e_{min}^{(2)}$  [4]. Согласно альтернативным свойствам температурных полей в конце оптимальных процессов нагрева при  $e_0 = e_{min}^{(2)}$  [7] форма кривой распределения температуры по радиусу цилиндрической заготовки на выходе из нагревателя будет иметь вид, представленный на рис. 6.

Для случая  $e_0 = e_{min}^{(2)}$  получаем систему уравнений:

$$\begin{cases} T(0, L, \Delta_1^0, \Delta_2^0) - T^* = -e_{min}^{(2)}; \\ T(l_{\epsilon 2}, L, \Delta_1^0, \Delta_2^0) - T^* = e_{min}^{(2)}; \\ T(R, L, \Delta_1^0, \Delta_2^0) - T^* = -e_{min}^{(2)}; \\ \frac{\partial T(l_{\epsilon 2}, L, \Delta_1^0, \Delta_2^0)}{\partial l} = 0. \end{cases} \quad (19)$$

Решение системы (19) относительно всех неизвестных, в роли которых высту-

пают оптимальные длины секций индуктора  $\Delta_1^0$  и  $\Delta_2^0$ , минимакс  $e_{\min}^{(2)}$  и промежу-

точная неизвестная  $l_{32}$ , позволяет решить ранее поставленную задачу [4].

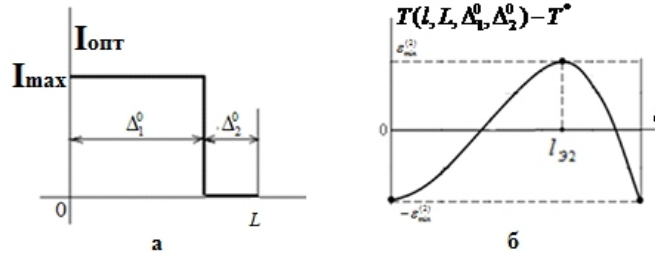


Рис. 6. Оптимальное управление (а) и форма кривой  $T(l, L, \Delta_1^0, \Delta_2^0) - T^*$  результирующего распределения температуры (б) при максимальной точности нагрева  $e_0 = e_{\min}^{(2)}$  в классе двухпараметрических управляющих воздействий

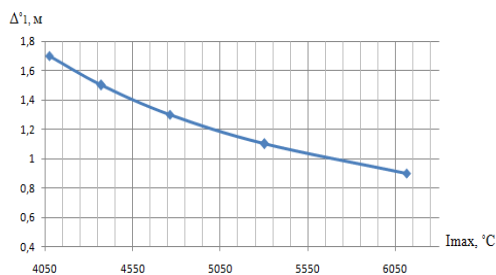


Рис. 7. Зависимость длины  $\Delta_1^0$  активной секции двухсекционного нагревателя от величины максимального тока источника питания  $I_{\max}$  для случая  $e_0 = e_{\min}^{(2)}$

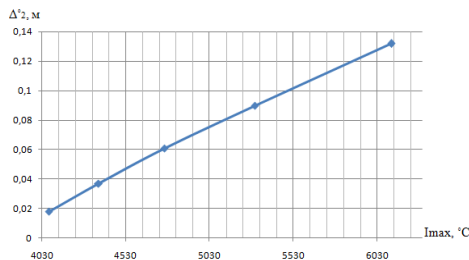


Рис. 8. Зависимость длины  $\Delta_2^0$  пассивной секции двухсекционного нагревателя от величины максимального тока источника питания  $I_{\max}$  для случая  $e_0 = e_{\min}^{(2)}$

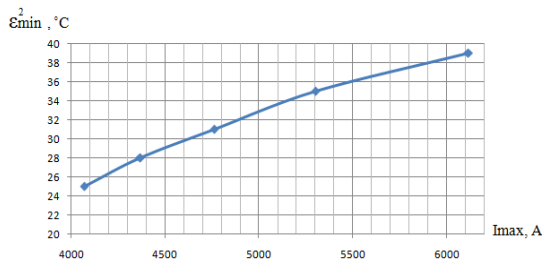


Рис.9. Зависимость максимально достижимой точности нагрева  $e_{\min}^{(2)}$  от максимальной величины питающего тока

На рис. 7–9 представлены результаты серии расчётов для ряда максимальных значений тока  $I_{\max} = 4071, 4368, 4761, 5302, 6114$  А в ограничении (13).

Из представленных зависимостей видно, что минимальная длина активной секции с максимальным значением тока на индукторе  $I_{\max}$  возрастает от 0,9 м (для  $I_{\max} = 6114$  А) до 1,7 м (для  $I_{\max} = 4071$  А). При этом минимальная длина пассивной зоны, в которой происходит выравнивание температур, соответственно убывает от 0,132 до 0,018 м. При двухинтервальном управлении удалось существенно повысить точность нагрева. Сравнительные результаты представлены в табл. 2.

Таблица 2. Сравнение результатов расчётов при одно- и двухинтервальном управлении

Длина активной секции, м	$e_{\min}^{(1)}, ^\circ\text{C}$	$e_{\min}^{(2)}, ^\circ\text{C}$
0,9 м	122	39
1,1 м	83	35
1,3 м	58	31
1,5 м	42	28
1,7 м	31	25

Представленные результаты показывают значительное увеличение точности нагрева в двухсекционном нагревателе за счёт выравнивания температуры в пассивной секции во всех рассмотренных случаях.

**Библиографический список**

1. Вайнберг, А.М. Индукционные плавильные печи [Текст] / А.М. Вайнберг. – М.: Энергия, 1967. – 415 с.
2. Лыков, А.В. Теория теплопроводности [Текст] / А.В. Лыков. – М.: Высшая школа, 1967. – 599 с.
3. Немков, В.С. Теория и расчет устройств индукционного нагрева [Текст] / В.С. Немков, В.Б. Демидович. – Л.: Энергоатомиздат, 1988. – 280 с.
4. Плешивцева, Ю.Э. Последовательная параметризация управляющих воздействий и полубесконечная оптимизация алгоритмов управления технологическими объектами с распределенными параметрами [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук / Ю. Э. Плешивцева. – Самара, 2009. – 416 с.
5. Плешивцева, Ю.Э. Сравнительный анализ программных продуктов ANSYS и Cedrat FLUX на примере моделирования проходной индукционной нагревательной установки [Текст] / Ю.Э. Плешивцева, О.Ю. Шарапова, В.А. Медникова // XII Международная конференция «Проблемы управления и моделирования в сложных системах» – Самара, 2011. – С. 78-84.
6. Рапопорт, Э.Я. Оптимальное управление температурными режимами индукционного нагрева [Текст] / Э.Я. Рапопорт, Ю.Э. Плешивцева – М.: Наука, 2012. – 309 с.
7. Рапопорт, Э.Я. Оптимизация процессов индукционного нагрева металла [Текст] / Э.Я.Рапопорт. – М.: Metallurgia, 1993. – 309 с.
8. Шарапова, О.Ю. Численное моделирование и оптимальное управление процессами индукционного нагрева цилиндрических заготовок под обработку давлением [Текст]: дис. ... канд. техн. наук / О. Ю. Шарапова. – Самара, 2011. – 178 с.
9. Rapoport E.Ya. Optimal Control of Nonlinear Objects of Engineering Thermophysics [Text] / E.Ya. Rapoport, Yu.E.Pleshivtseva. // Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing – 2012. – Vol. 48. – No 5. – P. 429-437.
10. Рапопорт, Э.Я. Алгоритмически точный метод параметрической оптимизации в краевых задачах оптимального управления системами с распределенными параметрами [Текст] / Э.Я. Рапопорт, Ю.Э. Плешивцева // Автометрия. – 2009. – Т.45. – №5. – С. 103-112.

**OPTIMAL DESIGN OF AN INDUCTION HEATER OF MINIMUM LENGTH**

© 2013 V. A. Mednikova

Samara State Technical University

The paper presents the task of optimization of through-type induction heating installations (IHI) with a continuous delivery of metal semi-finished products for further plastic working. The task of optimal design of one-section and two-section heaters of minimum length has been formulated and solved.

*Induction heating installation, optimal design, stationary modes, alternance method, temperature distribution, heating accuracy, nonlinear numerical model.*

**Информация об авторе**

**Медникова Вероника Александровна**, аспирант, Самарский государственный технический университет. E-mail: [kotlveronika@yandex.ru](mailto:kotlveronika@yandex.ru). Область научных интересов: моделирование электротехнологических процессов, оптимальное управление системами с распределенными параметрами, оптимизация процессов индукционного нагрева.

**Mednikova Veronika Alexandrovna**, postgraduate student, Samara State Technical University. E-mail: [kotlveronika@yandex.ru](mailto:kotlveronika@yandex.ru). Area of research: modeling of electro-technological processes, optimal control of distributed parameter systems, optimization of induction heating processes.



УДК 533.951+622

## МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРУБОПРОВОДНОЙ СИСТЕМЫ С УЧЁТОМ КОМПЛЕКСНОЙ ВЗАИМОСВЯЗИ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ С ПРОЧНОСТНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

© 2013 Т. Б. Миронова, А. Б. Прокофьев, Л. В. Родионов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье представлена методика проектирования трубопроводной системы с учётом комплексной взаимосвязи статических и динамических процессов с прочностными характеристиками. Группой трубопроводов, на которые ориентирована методика, являются авиационные трубопроводы, трубопроводы энергетических установок и мобильного транспорта, технологические трубопроводы промышленных производств.

*Трубопровод, статические характеристики, пульсации рабочей жидкости, прочность, динамические процессы, колебания.*

Как правило, трубопроводные системы представляют собой геометрически сложные, разветвлённые цепи. Исследование и анализ их динамических характеристик представляет сложную научно-техническую задачу. Традиционно такой анализ разделялся на две составляющие: исследование динамических характеристик отдельно гидравлической подсистемы и отдельно механической подсистемы. Недостаточно изучено взаимодействие акустических процессов в рабочей среде и вибрации механической подсистемы трубопроводной цепи. А именно воздействие пульсации жидкости во многих случаях оказывает решающее влияние на снижение надёжности трубопроводов.

Известен ряд методик проектирования трубопроводных систем различного назначения исходя из требований обеспечения их прочности [1, 2]. Однако ни одна из этих методик не учитывает в полной мере всего комплекса воздействий (как внешних, так и внутренних), оказывающих влияние на прочность трубопроводных систем. Кроме того, вопросам определения переменных напряжений от воздействия виброакустических нагрузок при расчёте прочности трубопроводных систем уделено недостаточно внимания. В то же время их неучёт при расчётах тру-

бопроводов во многих случаях приводит к потере работоспособности системы.

Таким образом, актуальной задачей является разработка методики проектирования трубопроводных систем с учётом комплексной взаимосвязи статических и динамических процессов с прочностными характеристиками.

Схема, иллюстрирующая разработанную методику, представлена на рис.1.

Алгоритм методики состоит из шести основных блоков:

- исходные данные на проектирование;
- компоновка трубопроводной системы;
- расчёт на статическую прочность;
- поверочный расчёт на малоцикловую прочность от температурных воздействий;
- поверочный расчёт на циклическую прочность от воздействия виброакустических нагрузок;
- мероприятия по снижению виброакустической нагруженности трубопроводной системы.

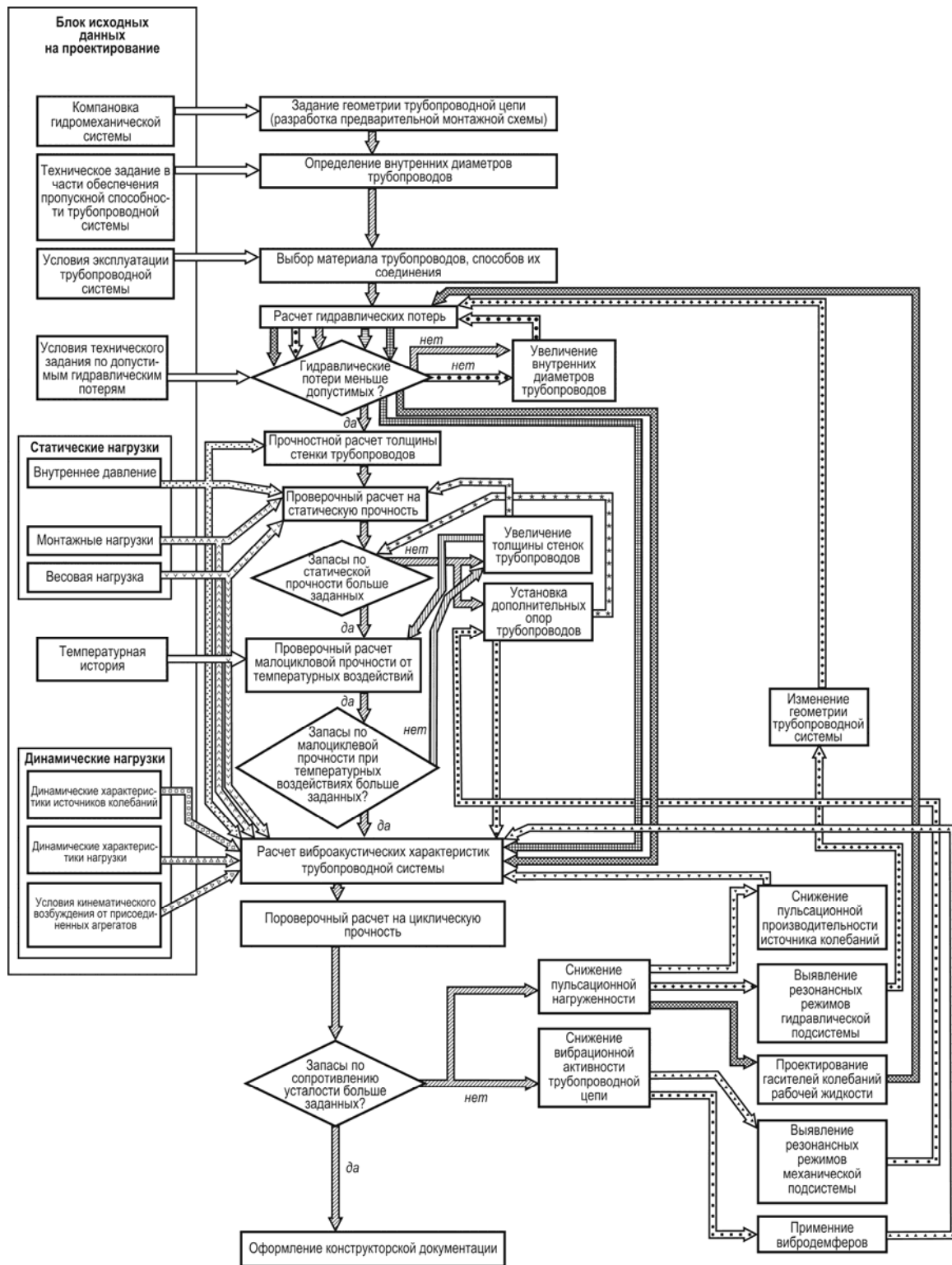


Рис.1. Алгоритм проектирования трубопроводной системы, учитывающий комплексную взаимосвязь статических, динамических и прочностных характеристик

Блок исходных данных включает в себя:

- варианты компоновки гидромеханической системы на объекте;
- условия технического задания в части обеспечения пропускной способности трубопроводной системы;
- условия эксплуатации трубопроводной системы;
- условия технического задания по допустимым гидравлическим потерям в трубопроводной системе;
- статические нагрузки;
- динамические нагрузки;
- температурную историю.

При выборе вариантов компоновки гидромеханической системы возможны два подхода. В первом случае проектирование трубопроводов начинается после того, как закончено проектирование всех узлов и агрегатов разрабатываемого технического объекта. Преимущество такого подхода состоит в том, что к началу работ имеется вся необходимая информация о других узлах и агрегатах, необходимая для формирования требований к трубопроводам и для их конструктивного оформления. Недостатком первого варианта является ограничение возможностей конструктора трубопроводной системы по выбору наиболее рациональных конфигураций трубопроводов, мест их соединения, мест размещения опор.

Во втором случае проектные работы по трубопроводам ведутся одновременно с проектированием других узлов и агрегатов, что позволяет устранить недостатки первого варианта схемы проектирования.

Одним из этапов компоновки гидромеханической системы является разработка предварительной монтажной схемы. Разработка предварительной монтажной схемы начинается с определения мест расположения агрегатов, удобных с точки зрения подходов при эксплуатации и возможностей монтажа агрегата. Работа над предварительной монтажной схемой должна закончиться выбором оптимального варианта группировки и размещения агрегатов и прокладки линий трубопрово-

дов. При этом должно быть составлено техническое задание на проектирование трубопроводов, которое является документом, суммирующим все основные требования к ним.

Условия технического задания в части обеспечения пропускной способности трубопроводной системы задают максимальные расходы рабочей жидкости, возникающие при возможной одновременной работе потребителей.

Условия эксплуатации трубопроводной системы определяются рабочим диапазоном температур, свойствами рабочей жидкости (агрессивность, проникаемость, ядовитость, пожаро- и взрывобезопасность, склонность к облитерации, температура кипения, температура замерзания), влагосодержанием и агрессивностью окружающей среды, допустимостью коррозии.

Важным требованием к трубопроводным системам является также ограничение уровня гидравлических потерь.

Основными статическими нагрузками, воздействующими на трубопроводные системы являются: внутреннее давление рабочей жидкости, монтажные напряжения и собственный вес трубопроводов и рабочей жидкости. При воздействии внутреннего давления в трубопроводе возникают радиальные, окружные и осевые нормальные напряжения. Напряжения от действия внутреннего давления в криволинейном трубопроводе существенно выше, чем в прямолинейном, и в значительной мере определяются радиусом кривизны и овальностью поперечного сечения.

При несовпадении контактирующих поверхностей трубопровода и подсоединительной арматуры на агрегате в процессе затяжки соединения возникают усилия, которые являются источниками изгибающих и скручивающих моментов, дополнительно нагружающих трубопровод. К такому же результату приводят радиальные и торцевые биения различных элементов соединений, а также перекосы и смещения трубопровода относительно промежуточ-

ных опор. Другая группа причин возникновения монтажных напряжений состоит в том, что при затяжке гаек возникают скручивающие моменты от сил трения по торцам ниппеля накидной гайки, которые воспринимаются трубопроводом. Нагрузки от веса трубопровода и протекающей в нем рабочей жидкости становятся существенными в случаях больших пролётов между опорами и больших диаметров трубопроводов.

Основной расчётной нагрузкой при проверочном расчёте на малоцикловую прочность является температурное воздействие, вызываемое колебаниями температуры. На основе вероятностной оценки условий эксплуатации в течение года задаётся температурная история, составленная из полных циклов с различными размахами температуры.

Блок компоновки трубопроводной системы начинается с задания геометрии трубопроводной цепи, т. е. разработки предварительной монтажной схемы. При её формировании из условия обеспечения заданной пропускной способности системы определяются внутренние диаметры трубопроводов. При их расчёте необходимо стремиться к тому, чтобы максимальная скорость рабочей жидкости в напорных трубопроводах  $v_{\text{нап}}$  находилась в пределах – 5...10 м/с, а в трубопроводах низких давлений ( $p \leq 1,6 \text{ МПа}$ )  $v_{\text{низ}} = 1...3 \text{ м/с}$  [3]. Такое различие допустимых значений скорости объясняется тем, что при движении жидкости с большей скоростью по трубопроводу низкого давления потеря давления на скоростной напор  $\Delta p$ , пропорциональная квадрату скорости жидкости, может оказаться соизмеримой с номинальным значением давления  $p$ . Таким образом, внутренний диаметр  $d_{\text{вн}}$  трубопровода определяется соотношением:

$$d_{\text{вн}} \geq 2 \sqrt{\frac{Q}{\rho v_{\text{max}}}}, \quad (1)$$

где  $Q$  – заданный объёмный расход рабочей жидкости;  $v_{\text{max}}$  – максимальная допустимая скорость жидкости в трубопроводе.

Следующим этапом работы алгоритма является выбор материала трубопроводов и способов их соединения. При конструировании трубопроводных систем нужно стремиться к сокращению числа разъёмных соединений. К настоящему времени известно огромное число различных конструкций соединений трубопроводов, арматуры самых разнообразных форм (угольников, тройников, проходников и др.). Соединение, оптимальное по конструкции, должно быть герметичным как в стационарном, так и в нестационарном тепловом режиме, обеспечивать низкий уровень статических (монтажных) нагрузок, обладать высоким пределом выносливости и быть работоспособным в как можно большем интервале температур, при высокой технологичности иметь малые габариты и массу.

Следующим этапом работы алгоритма является расчёт гидравлических потерь в трубопроводной системе. В ряде случаев, когда при проектировании трубопроводной системы в явном виде не задаются величины допустимых гидравлических потерь, он не проводится. Это оправдано при учёте и удовлетворении представленных выше рекомендаций по максимальной скорости рабочей жидкости. Однако для полноты анализа подобный расчёт проводить целесообразно. Его результаты дают оценку потерь мощности потока рабочей жидкости в трубопроводной системе.

Гидравлические потери зависят от формы, размеров и шероховатости трубопровода, от режима и скорости течения и вязкости жидкости. Гидравлические потери приблизительно пропорциональны квадрату скорости:

$$\Delta p = \text{Wr} \frac{v_{\text{cp}}^2}{2}, \quad (2)$$

где  $V$  – коэффициент сопротивления,  $r$  – плотность рабочей жидкости,  $v_{cp}$  – средняя скорость потока рабочей жидкости.

В случае, если рассчитанные гидравлические потери в трубопроводной системе меньше допустимых по условиям технического задания на проектирование, то переходим к прочностным расчётам толщины стенки трубопроводов. В противном случае необходимо увеличить внутренние диаметры трубопроводов и повторить заново расчёт гидравлических потерь.

Расчёт толщины стенки трубопроводов является одним из основных этапов блока расчёта на статическую прочность. Исходными данными для такого расчёта служат:

- внутреннее давление в трубопроводе  $p$ ;
- внутренний диаметр трубопровода  $d_{вн}$ ;
- допустимое напряжение  $[s]$ , определяемое материалом трубопровода.

На следующем этапе работы алгоритма определяются запасы по статической прочности:

$$n = \frac{[s]}{s}. \quad (3)$$

Кроме того, если трубопроводы имеют достаточно большие диаметры и значительные расстояния между опорами, определяется допустимое расстояние между опорами (называемое пролётом) и сравнивается с фактическими значениями из предварительной монтажной схемы. При этом различают средние и крайние пролёты. Допустимая величина крайнего пролёта составляет 80% среднего. Если запасы по статической прочности не соответствуют заданным значениям (меньше их), то производится увеличение толщины стенки трубопровода с последующим проверочным расчётом на статическую прочность. Если длина пролётов между опорами трубопровода на предварительной монтажной схеме больше допустимой

величины среднего пролёта, то производится установка дополнительных опор.

После того, как запасы по статической прочности будут приведены в соответствие с заданными величинами, осуществляется переход к блоку поверочного расчёта на малоцикловую прочность от температурных воздействий (рис.1). На основании температурной истории рассчитывается количество циклов нагружений за весь срок службы трубопроводной системы. Далее определяется размах напряжений для цикла с наибольшим изменением температуры.

При удовлетворении условий по запасам малоцикловой прочности следующим блоком алгоритма является блок поверочного расчёта на циклическую прочность от воздействия виброакустических нагрузок. Основной этап этого блока связан с расчётом виброакустических характеристик трубопроводной системы.

Выходными данными этапа расчета виброакустических характеристик трубопроводной системы является распределение во времени и в пространстве (по длине нейтральной линии трубопровода) следующих динамических и прочностных характеристик:

- колебаний давления и скорости рабочей среды;
- вибропараметров (вибросмещения, виброскорости и виброускорения);
- компонентов объёмного напряжённого состояния трубопровода;
- эквивалентных напряжений.

Определение запасов по сопротивлению усталости ведётся на основе анализа постоянных напряжений, полученных в результате расчёта на статическую прочность, и эквивалентных переменных напряжений из расчёта виброакустических характеристик трубопроводной системы. Для определения запасов по сопротивлению усталости используется диаграмма предельных амплитуд [4]. Если данные запасы получаются больше заданных, то работа алгоритма завершается оформлением конструкторской документации на трубопроводную систему, отве-

чающую заданным показателям прочности.

Если же в результате анализа получается, что запасы по сопротивлению усталости ниже заданных, то выполнение алгоритма продолжается в блоке мероприятий по снижению виброакустической нагруженности трубопроводной системы.

При этом в первую очередь необходимо определить, что же является основной причиной снижения прочности трубопроводной системы:

- повышенный уровень пульсаций рабочей среды [5];

- неудачная компоновка трубопроводной системы, при которой совпали вынужденные и собственные частоты колебаний;

- высокий уровень кинематического нагружения со стороны присоединённых агрегатов и систем.

Если в результате анализа будет выявлено, что одной из основных причин снижения прочности является повышенный уровень пульсаций рабочей среды, то комплекс мероприятий по снижению виброакустической нагруженности следует начинать с уменьшения амплитуд колебаний давления [6].

В первую очередь при снижении пульсационной нагруженности трубопроводной системы следует обратить внимание на возможность уменьшения пульсационной производительности источника колебаний (в большинстве практических случаев таким источником является насосный агрегат). Этот метод позволяет существенно снизить пульсационную нагруженность в случае, когда возможно вмешаться в организацию рабочего процесса источника, изменить его конструкцию или полностью заменить агрегат, генерирующий динамические нагрузки, на более малозумный. Однако это в большинстве случаев нежелательно или недопустимо, так как связано со значительной перекомпоновкой гидромеханической системы, большими материальными и временными затратами.

Причиной повышенного уровня пульсаций давления могут являться резонансные колебания рабочей среды в гидромагистралах. Эта проблема решается путём изменения геометрии трубопроводной системы – изменением длин и диаметров участков трубопроводов. Такой подход наиболее часто используется в гидромеханических системах, работающих подавляющее время на одном и там же стационарном режиме. В случае же, когда режимы работы гидромеханической системы часто изменяются, такой метод эффективен лишь для исключения резонансов на определённых режимах. Поэтому в рассматриваемых системах такой подход применяется достаточно редко. Если всё же в качестве метода борьбы с повышенными уровнями колебаний рабочей среды применяется метод частотной отстройки от резонансов, то после изменения конфигурации трубопроводной системы работа алгоритма возвращается к этапу расчёта гидравлических потерь.

Эффективным методом повышения прочностных характеристик и снижения виброакустической нагруженности трубопроводных систем в случаях существенных уровней пульсаций рабочей среды является применение гасителей колебаний давления [7, 8, 9]. Отличающиеся в большинстве своём конструктивной простотой, гасители практически не усложняют компоновки системы, обеспечивая значительное снижение как амплитуд колебаний давления рабочей среды, так и вибрации механической подсистемы. Проектирование гасителя колебаний давления всегда связано с решением оптимизационных задач, в которых оптимизируемыми параметрами являются схема гасителя, его конструктивное исполнение и конструктивные параметры, габаритно-массовые характеристики, гидравлические потери, место установки в системе.

Если в техническом задании на проектирование не оговорён уровень допустимых гидравлических потерь, то после выбора схемы, расчёта конструктивных параметров и эффективности гасителя ра-

бота алгоритма возвращается к этапу расчёта гидравлических потерь трубопроводной системы, но теперь с уже входящим в её состав гасителем колебаний. Однако более распространённым является случай, когда в техническом задании уже учтены требования по гидравлическим потерям, исходя их допустимых гидравлических потерь в трубопроводной системе в целом. В этом случае при проектировании гасителя колебаний решается задача оптимизации – обеспечение максимально возможной эффективности при заданном уровне гидравлических потерь.

Если ограничения по гидравлическим потерям отражены в требованиях технического задания, то после расчёта и проектирования гасителя колебаний работа алгоритма возвращается не к этапу расчёта гидравлических потерь, а к этапу расчёта виброакустических характеристик трубопроводной системы, что существенно снижает трудоёмкость выполнения алгоритма.

В случае, когда анализ повышенной виброакустической нагруженности проектируемой трубопроводной системы показывает, что основной её причиной является совпадение частот возмущающих сил с собственными частотами механической подсистемы, т. е. резонансы механической подсистемы, то необходимым мероприятием является отстройка от резонансов, что может быть реализовано путём установки дополнительных опор. После этого работа алгоритма возвращается к этапу расчёта виброакустических характеристик.

В случаях, когда основной причиной повышенных виброакустических нагрузок на элементы трубопроводной системы является кинематическое возбуждение со стороны присоединённых агрегатов и систем или когда возможности по снижению пульсационной нагруженности гидросистемы исчерпаны, целесообразно применение вибродемпферов. Если основным источником виброакустической нагруженности является кинематическое возбуждение через опоры трубопроводов, то

широко применяются методы виброизоляции. После разработки комплекса мероприятий по применению вибродемпферов и виброизоляторов работа алгоритма продолжается этапом повторного расчёта виброакустических характеристик трубопроводной системы.

В статье содержание блоков алгоритма методики представлено описательно. Конечные соотношения, необходимые при проведении расчётов, приведены в [1, 2, 4, 6, 8, 9, 10].

Работа выполнена при поддержке федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы.

### Библиографический список

1. Пособие по расчету на прочность стальных трубопроводов на Ру до 10 МПа [Текст] / Б.В. Поповский [и др.] – М.: ВНИИмонтажспецстрой, 1989. – 17 с.
2. РД-10-400-01. Нормы расчета на прочность трубопроводов тепловых сетей [Текст] / ГП «Научно-технический центр по безопасности в промышленности Госгортехнадзора России» (НТЦ «Промышленная безопасность»), 2001. – 70 с.
3. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы [Текст] / Т.М. Башта, С.С. Руднев, Б.Б. Некрасов [и др.] – М.: Машиностроение, 1982. – 423 с.
4. Феодосьев, В.И. Сопrotивление материалов [Текст] / В.И. Феодосьев. – М.: Изд-во МГТУ, 2000. – 592 с.
5. Шахматов, Е.В. Возбуждение пульсаций давления в рабочей жидкости при вибрации трубопровода [Текст] / Е.В. Шахматов, А.Б. Прокофьев, Т.Б. Миронова // Вестник СГАУ. – 2006. – № 2 (10), Ч.2. – С.161-165.
6. Снижение виброакустических нагрузок в гидромеханических системах [Текст]: монография / А.Г. Гимадиев, А.Н. Крючков, В.В. Леньшин, А.Б. Прокофьев, Е.В. Шахматов, Г.В. Шестаков, В.П. Шорин. – Самара: СГАУ, 1998. – 270 с.
7. Прокофьев, А.Б. Методики конечно-элементного моделирования виброаку-

стических характеристик трубопроводов с пульсирующим потоком жидкости [Текст] / А.Б. Прокофьев, Т.Б. Миронова, В.П. Шорин // Вестник СГАУ. – 2012. – №1(32). – С.135-142.

8. Миронова, Т.Б. Моделирование характеристик гасителей колебаний давления рабочей жидкости [Текст] / Т.Б. Миронова, Е.В. Шахматов // Вестник Днепропетровского Университету – 2007. – С. 91-100.

9. Снижение колебаний и шума в пневмогидромеханических системах [Текст] / А.А. Иголкин, А.Н. Крючков, Г.М. Макарьянц, А.Б. Прокофьев, С.П. Прохоров, Е.В. Шахматов, В.П. Шорин. – Самара: СГАУ, 2005. – 314 с.

10. Прокофьев, А.Б. Разработка метода комплексного анализа динамики и прочности трубопроводных систем с гасителями колебаний рабочей жидкости [Текст]: дис. ... докт. техн. наук / Прокофьев Андрей Брониславович. – Самара, 2008. – 191 с.

## METHOD OF PIPELINE SYSTEM DESIGNING TAKING INTO ACCOUNT COMPLEX INTERACTION OF STATIC AND DYNAMIC PROCESSES WITH STRENGTH CHARACTERISTICS

© 2013 Т. В. Mironova, А. В. Prokofiev, L. V. Rodionov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

A method of pipeline system designing is presented in the paper. It takes into account the complex interaction of static and dynamic processes with strength characteristics. The method is designed for aircraft pipelines, as well as for those of power plants and mobile transport and industrial process pipelines.

*Pipeline, static characteristics, hydraulic fuel pulsations, strength, dynamic processes, oscillations, method.*

### Информация об авторах

**Миронова Татьяна Борисовна**, кандидат технических наук, ассистент кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [mirtb@rambler.ru](mailto:mirtb@rambler.ru). Область научных интересов: динамика трубопроводных систем, виброакустическое взаимодействие в элементах машин, активные методы подавления шума и вибрации элементов машин.

**Прокофьев Андрей Брониславович**, доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [iam@ssau.ru](mailto:i.am@ssau.ru). Область научных интересов: динамика трубопроводных систем, виброакустика, расчёт и проектирование корректирующих устройств для гидромеханических систем.

**Родионов Леонид Валерьевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [leonid@rodionoff.net](mailto:leonid@rodionoff.net). Область научных интересов: гидравлика, акустика, объёмные гидромашин.



**Mironova Tatiana Borisovna**, candidate of technical science, associate professor of the department of automatic systems of power plants, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [mirtb@rambler.ru](mailto:mirtb@rambler.ru). Area of research: dynamics of pipe systems, vibroacoustic interaction of machine elements, active noise control.

**Prokofiev Andrei Bronislavovich**, doctor of technical science, professor of the department of automatic systems of power plants, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [iam@ssau.ru](mailto:iam@ssau.ru). Area of research: dynamics of pipe systems, vibroacoustics, design of fluid pressure pulsation damper.

**Rodionov Leonid Valeryevich**, candidate of technical science, associate professor of the department of automatic systems of power plants, Samara State Aerospace University named after S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [Leonid@rodionoff.net](mailto:Leonid@rodionoff.net). Area of research: hydraulics, acoustics, positive-displacement hydraulic machines.

УДК 662.76.032

**ХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ГАЗОВ**

© 2013 А. А. Новиков, Н. А. Ершихин

Самарский государственный технический университет

Приведены результаты исследований по разработке способа сжигания газогенерирующих составов (ГГС) в режиме вынужденной конвекции продуктов сгорания (РВКПС) и факторов, оказывающих влияние на конструкцию химического источника газа (ХИГ). Исследовано влияние количества окислителя на режим и скорость горения топлива в РВКПС. Показано, что относительная площадь каналов оказывает влияние на характер горения пористого заряда. При увеличении количества каналов и их площади до 5% скорость горения и расход газа увеличиваются, а от 5% и до 25% уменьшаются. Установлено, что многоканальные блоки с фиксированной пористостью обеспечивают постоянство расходно-временных характеристик, позволяют снизить давление в камере в 10-15 раз и увеличить длину заряда до десяти диаметров.

*Сверхтемпературные топлива, способ сжигания, устройство, характеристики.*

Новый вид газогенерирующих устройств на основе специальных твёрдых топлив нашёл широкое применение в системах пожаротушения, средствах спасения на воде, системах наддува, пневмокомкратах, системах вытеснения, для которых используются сжатые газы.

Такие устройства были названы химическими источниками газа (ХИГ). Они отличаются от газогенераторов на твёрдых топливах тем, что обеспечивают на выходе из устройства газ с температурой от 500 К до температуры окружающей среды. Эти устройства позволяют получать как чистые газы ( $N_2; H_2; O_2; F_2; CO$ ), так и смеси ( $N_2; H_2; H_2O; CO; CO_2$ ), характерные для продуктов горения твёрдых топлив.

Вид генерируемого газа обеспечивается подбором соответствующих компонентов газогенерирующих составов (ГГС) и новым способом сжигания ГГС [1]. Основными компонентами ГГС являются: основной генерирующий данный газ компонент, окислитель, охлаждающая добавка и связующее, что позволяет получать блоки необходимой геометрической формы и пористости.

Сравнительный анализ ХИГ и устройств на сжатом газе показывает, что ХИГ превосходят последние в 2-5 раз по массогабаритным характеристикам, обес-

печивают автоматическое срабатывание при контакте с водой и позволяют получать газ, состоящий на 100% из  $N_2$ . Наиболее сложной проблемой является задача получения газа с температурой не более 60°C.

Эта проблема может быть решена при условии использования сверхнизкотемпературных ГГС с температурой в зоне реакции ниже 1000 К. С другой стороны, температура в зоне реакции  $T_s$  должна быть выше температуры начала интенсивного разложения ( $T_{нпр}$ ) газогенерирующих компонентов:  $T_s > T_{нпр}$ . В соответствии с этим подбор компонентов осуществляется как по  $T_{нпр}$ , так и по составу генерируемых газов.

Однако в этом случае ( $T_{нпр}=200-400^\circ C$ ) невозможно организовать устойчивый процесс горения по традиционному механизму. Поэтому все существующие устройства, реализующие традиционный механизм послойного горения с последующим охлаждением газа за счёт эндотермически разлагающихся веществ и аккумуляторов тепла, не позволяют получать газ с температурой ниже 300°C.

Для осуществления генерации газа с определёнными расходно-временными характеристиками необходимо создать такие условия, чтобы реакция в  $k$ -фазе была самораспространяющейся при минималь-

ной calorийности. Это возможно в том случае, когда тепловая энергия будет оставаться в зоне реакции и прогревом слое  $\kappa$ -фазы, а не уноситься с продуктами разложения. С этой целью был реализован режим горения, названный режимом вынужденной конвекции продуктов сгорания через пористый состав. Этот режим существенно отличается от линейного пиролиза [2], так как в  $\kappa$ -фазе протекают экзотермические реакции окисления, так и от фильтрационного горения, широко используемого в технологии СВС, когда

окислитель подаётся в виде газа (получение нитридов) [3].

В предлагаемом варианте экзотермическая реакция инициируется воспламенителем с торца донной части пористого блока твёрдого топлива, что создаёт перепад давления, под действием которого газообразные и жидкие продукты сгорания (ПС) проникают в поры и, опережая фронт горения, передают тепло холодным слоям топлива, подготавливая топливо к химическим реакциям и охлаждаясь в пределе до температуры окружающей среды (рис.1).

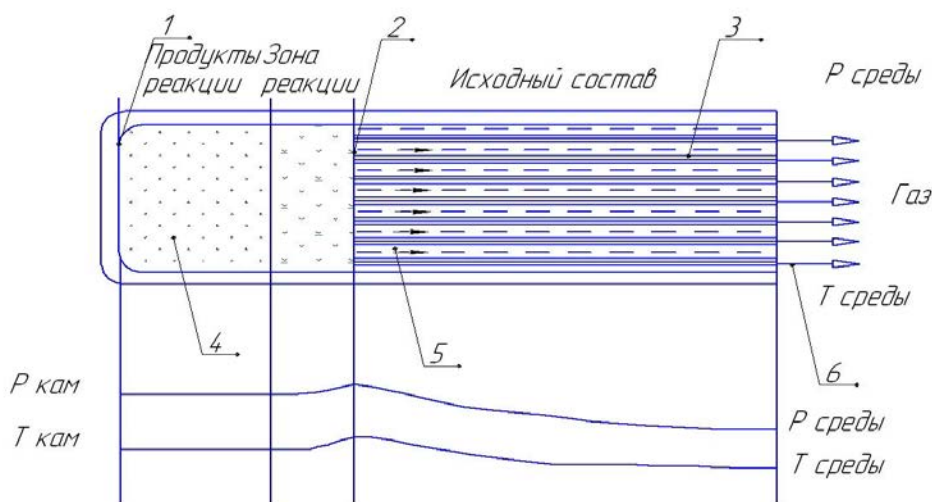


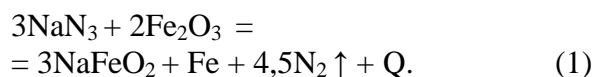
Рис.1. Режим вынужденной конвекции продуктов сгорания (РВКПС):

1 – полузамкнутая оболочка; 2 – фронт горения; 3 – исходный пористый состав;  
4 – продукты сгорания; 5 – направление движения фронта горения; 6 – направление истечения газов

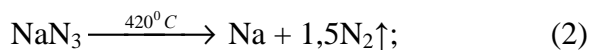
В отличие от классического варианта для организации устойчивого процесса горения в РВКПС необходимо учитывать ряд факторов:

- коэффициент избытка окисляющих элементов или соответственно calorийность состава;
- пористость блока или его газопроницаемость;
- наличие шлаков в ПС.

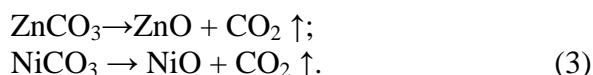
Первый фактор определяет характер течения реакций окисления. Например, применительно к случаю получения азота по реакции:



При этом тепло будет расходоваться на прогрев следующего слоя топлива и разложение избытка  $\text{NaN}_3$  (азида натрия):



а также на эндотермически разлагающиеся добавки:



Учёт этих факторов позволяет организовать устойчивый процесс горения топлива при РВКПС, что определяет разработку способа сжигания сверхнизкока-

лорийных топлив и работу на его основе соответствующих устройств [1].

Увеличение компонентов окислителя приводит к росту калорийности, скоро-

сти горения и изменяет характер горения топлива (табл.1) от линейного до объёмного.

Таблица 1. Влияние количества окислителя на характер РВКПС в пористых зарядах

Содержание окислителя, $\text{Fe}_2\text{O}_3$ , %	5	7	8	17	33	5
Скорость горения, мм/с	-	8	12	17	78	167
Калорийность состава, кДж/кг	-	439,32	485,34	585,76	794,96	1004,23
Характер горения	Горение отсутствует	Устойчивый режим горения			Резко прогрессивное горение	
Температура газа, $^{\circ}\text{C}$	-	20	20	48	180	600

Составы, способные гореть только в определённом интервале значений калорийности, которые устойчиво горят в РВКПС, были названы сверхнизкокалорийными.

Горение сверхнизкокалорийных составов в РВКПС предполагает наличие блоков со сквозной пористостью, газопроницаемость которых определяет расходные характеристики и термодинамические параметры газа. Такие условия создаются в насыпных и подпрессованных блоках, в монолитных многоканальных и в блоках с фиксированной пористостью.

Недостатками пористых зарядов являются низкий коэффициент заполнения камеры топливом и высокие значения внутрикамерных давлений (20-25 МПа). С целью снижения давления и повышения коэффициента заполнения камеры топливом стали применять монолитные многоканальные блоки с числом каналов от 7 до 30 и диаметром от 0.5 до 2.0 мм, при диаметре заряда 22 мм и плотности ГГС – 1,3 г/см<sup>3</sup>.

При этом было установлено, что количество каналов, точнее их суммарная площадь, оказывает влияние на рабочие параметры ХИГ (рис.2).

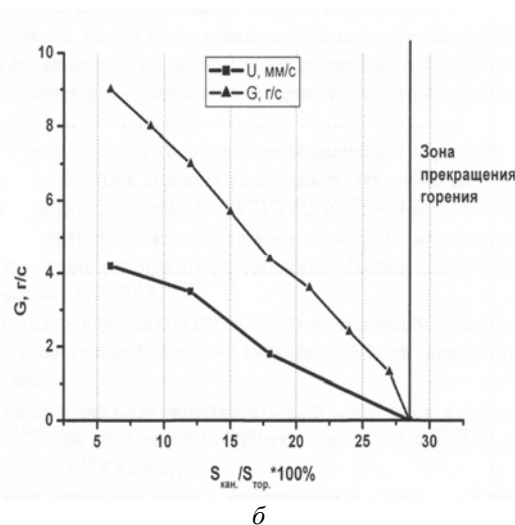
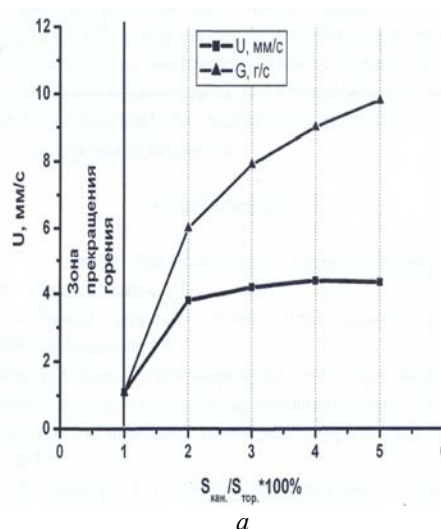


Рис.2. Зависимость скорости горения и секундного расхода от относительной площади сечения каналов

Для исследованных топлив с калорийностью 200-400 кДж/кг увеличение относительной площади сечения каналов от некоторой предельной величины (примерно 1%) приводит к росту скорости горения до её максимального значения при  $S_{кан}/S_{тор} \approx 5\%$  (рис.2, а). Это связано с увеличением теплоприхода в  $\kappa$ -фазу. Дальнейшее увеличение  $S_{кан}/S_{тор}$  до 27% сопровождается снижением скорости горения в связи с падением давления в донной части генератора вплоть до прекращения горения ГГС, связанного с нарушением условий теплообмена на границе ПС-ГГС и вывода тепла с газом (рис.2, б).

Таким образом относительная площадь каналов оказывает влияние на скорость горения, на расходные и термодинамические параметры газа и носит экстремальный характер в интервале относительных площадей сечения каналов от 2% до 25%.

Кроме отмеченных факторов на термодинамические параметры газа оказывает влияние длина каналов. При сравнительных испытаниях пористых и многоканальных блоков одинаковой длины с пористостью 25% было установлено, что во втором случае имеет место 10-15-кратное снижение давления в камере, что позволяет увеличить длину заряда до десяти диаметров при том же давлении. Температура газа в предсопловом объёме не превышает 373-393 К.

При испытаниях было отмечено, что наличие в камере шлаков обеспечивает более устойчивое горение ГГС, так как они аккумулируют тепловую энергию и стабилизируют процесс горения. Одновременно необходимо подбирать компоненты ГГС так, чтобы шлаки представляли собой твёрдый, пористый каркас, способный фильтровать генерируемый газ от жидкой и конденсированной фазы ПС.

Назначение и влияние компонентов на баллистические характеристики ГГС можно проследить на примере составов на основе азидата натрия ( $\text{NaN}_3$ ), который является основным компонентом для получения азота. Введение в состав оксида же-

леза (III)  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  в качестве окислителя уже в количестве 3% приводит к устойчивому горению в РВКПС и позволяет получить 0,45 – 0,48 м<sup>3</sup>/кг  $\text{N}_2$ . Однако горение носит прогрессивный характер и давление в камере сгорания составляет 20-50 МПа, скорость горения 28 мм/с при 10 МПа и 124 мм/с при 50 МПа, температура азота 55 °С. Замена  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  на 10% пульвербакелита (ПБк) с целью получения фиксированной пористости позволяет увеличить скорость горения до 0,24 м/с при давлении 7 МПа. В этом случае получается смесь  $\text{N}_2$  и  $\text{H}_2$  с температурой 40 °С.

Совместное использование  $\text{NaN}_3$ +ПБк+ $\text{Fe}_2\text{O}_3$  в соотношении 90/7/3% позволяет получить топливо со скоростью горения 0,45 м/с, временем горения 0,06 с при давлении 24 МПа и температурой смеси газов ( $\text{N}_2 - \text{H}_2$ ) 35 °С.

Таким образом, в результате проведенных исследований процесса горения сверхнизкотемпературных составов в режиме вынужденной конвекции продуктов сгорания установлено:

- имеется реальная возможность получения азота с температурой менее 60 °С при содержании окислителя  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  от 7 до 17 % и калорийности 430-600 кДж/кг;

- многоканальные блоки с фиксированной пористостью обеспечивают постоянство расходно-временных характеристик;

- при относительных площадях каналов менее 1% и более 25% горение прекращается: в первом случае из-за недостаточного теплоприхода от малых количеств газа, во втором – за счёт быстрого сброса давления в донной части, то есть отвода тепла с продуктами сгорания;

- многоканальные блоки позволяют снизить давление в камере в 10-15 раз и увеличить длину заряда до десяти диаметров;

- скорость горения может регулироваться в широком диапазоне изменением состава ГГС от 8 мм/с до 500 мм/с, скорость изменения давления составляет от 50 до 500 МПа/с;

- температура газов в камере 600 – 800 °С;

- температура газа на выходе из газогенератора с фильтром 30 – 40 °С.

### Библиографический список

1. Пат. 2050966 Российская Федерация. Способ получения газов и устройство для его осуществления [Текст] МПК7 Б В 01 J 7/00 / авторы и заявители А.А. Новиков, А.Р. Самборук; патентообладатель

А.А. Новиков — № 5048036/26; заявл. 22.04.92; опубл. 27.12.95. Бюл. № 36.

2. Штейнберг, А.С. Линейный пиролиз [Текст] / А.С. Штейнберг // Теплообмен в процессах горения: сб. ст. – Черноголовка: Изд.-во ОИХФ АН СССР, 1980. – С.138-148.

3. Хайкин, Б.И. Гетерогенное горение [Текст] / Б.И. Хайкин // Теплообмен в процессах горения: сб. ст. – Черноголовка: Изд.-во ОИХФ АН СССР, 1980. – С. 62-66.

## CHEMICAL GAS SOURCES

© 2013 A. A. Novikov, N. A. Ershikhin

Samara State Technical University

The paper presents the results of research in developing ways of burning gas-generating compositions (GGC) in combustion products forced convection conditions (CPFCC) and the factors that influence the design of a chemical gas source (CGS). The influence of the oxidant amount on the conditions and rate of fuel combustion in CPFCC is analyzed. The relative area of the channels is shown to affect the character of porous charge combustion. If the number of channels and their area increase up to 5%, the rate of combustion and the gas flow rate increase, while if the former increase from 5% to 25% the latter decrease. It was also found that multi-channel units with fixed porosity ensure constant consumption and time characteristics, make it possible to get 10-15 – fold pressure reduction in the chamber and increase the length of the charge up to ten diameters.

*Supertemperature fuels, combustion process, device, characteristics.*

### Информация об авторах

**Новиков Александр Александрович**, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный технический университет. Область научных интересов: разработка твёрдых газогенерирующих топлив с температурами горения ниже 1000°С и температурой на выходе из газогенератора 25...80°С.

**Ершихин Николай Александрович**, студент, Самарский государственный технический университет. E-mail: [ershikhin@list.ru](mailto:ershikhin@list.ru). Область научных интересов: разработка твёрдых газогенерирующих топлив с температурами горения ниже 1000°С и температурой на выходе из газогенератора 25...80°С.

**Novikov Alexander Aleksandrovich**, candidate of technical science, associate professor, Samara State Technical University. Area of research: development of solid gas-generating fuels.

**Ershikhin Nikolay Aleksandrovich**, undergraduate student, Samara State Technical University. E-mail: [ershikhin@list.ru](mailto:ershikhin@list.ru). Area of research: development of solid gas-generating fuels.

УДК 539.3+620.22

## ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МЕЛКОСЛОИСТОЙ СРЕДЫ

© 2013 Н. С. Рапилбекова

Таразский государственный педагогический институт,  
Республика Казахстан

Разработана методика, позволяющая оценить точность отдельных предложений для аналитического вычисления интегральных теплофизических характеристик многослойных тел композиционной структуры. Результаты расчёта теплового состояния многослойной среды сравниваются с результатами расчёта однородного тела с приведёнными теплофизическими характеристиками. Это позволяет оценить пригодность аналитических зависимостей для описания интегральных теплофизических характеристик многослойной композиционной среды.

*Температура, пространственные координаты, теплопроводность анизотропного тела, источники тепла, теплообмен.*

## Введение

В технике широко используется новый класс материалов, особенностью которых является последовательное чередование слоёв, имеющих различные механические и теплофизические характеристики. Обычно толщина слоя сравнительно мала (от нескольких до сотен микрон), а число их велико (до нескольких сотен и тысяч). Однако с ростом числа слоёв объём вводимой информации в расчётные программы становится большим, рутинная работа при этом трудоёмка, крайне неудобна и занимает много времени. Механические и теплофизические свойства самой конструкции при большом числе чередующихся слоёв с различными свойствами имеют некоторые интегральные характеристики, зависящие как от объёмного содержания отдельных составляющих материалов, так и условий связей на границе их раздела.

Для аналитической оценки теплофизических характеристик слоистых композиционных материалов обычно используют следующие соотношения:

$$\begin{aligned} \lambda^{\text{эфф}} &= v_1 \lambda_1 + v_2 \lambda_2, & (\text{а}) \\ \lambda^{\text{эфф}} &= \lambda_2 / (v_1 \lambda_2 / \lambda_1 + v_2), & (\text{б}) \\ c_{\text{е}}^{\text{эфф}} &= v_1 c_{\text{е}1} + v_2 c_{\text{е}2}, & (\text{в}) \\ c_{\text{е}}^{\text{эфф}} &= 1 / (v_1 / c_{\text{е}1} + v_2 / c_{\text{е}2}), & (\text{г}) \\ \rho^{\text{эфф}} &= v_1 \rho^1 + v_2 \rho^2. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь  $v_i$  ( $i=1,2$ ) – объёмное содержание  $i$ -й составляющей композиционного материала,  $\lambda_i$ ,  $c_{\text{е}i}$  – коэффициент теплопроводности и теплоёмкость материала  $i$ -го слоя,  $\lambda^{\text{эфф}}$ ,  $c_{\text{е}}^{\text{эфф}}$  – эффективные теплофизические характеристики композиционного материала. Соотношения (1 а) и (1 в) соответствуют модели последовательного соединения двух тел с различными теплофизическими характеристиками. Формула «смеси» (1 а) для коэффициента теплопроводности  $\lambda^{\text{эфф}}$  обычно используется для однонаправленного армированных структур в направлении армирования [1, 2]. В этих работах предложены несколько отличающиеся от равенства (1 б) и друг от друга соотношения (например, [2]):

$$\lambda^{\text{эфф}} = \lambda_2 \{ 1 + 2v_1(\lambda_1 - \lambda_2) / [(1 + v_1)\lambda_2 + v_2\lambda_1] \}. \quad (2)$$

Более сложные соотношения, чем приведённые формулы (1 в), (1 г), предложены для аналитической оценки теплоёмкости составных материалов. Эффективные параметры теплоёмкости составного материала  $c_{\text{е}}^{\text{эфф}}$  зависят не только от теплоёмкостей  $c_{\text{е}i}$  составляющих композицию материалов, но и от коэффициентов линейного расширения  $\alpha_i$  и модулей их упругости  $E_i$ . Эти результаты связаны с анализом выражений энергии для сред

связанной термоупругости и являются решением следующей системы уравнений [2]:

$$(c_p - c_v) / 3T_0 = v_1 \lambda_1 \alpha_1^2 + v_2 \lambda_2 \alpha_2^2 - (\alpha_{11} - v_1 \alpha_1 - v_2 \alpha_2)^2 / (1/E_{11} - v_1/E_1 - v_2/E_2), \quad (3)$$

$$(c_p - c_v) = T_0 C_{ijkl} \alpha_{ij} \alpha_{kl}.$$

Здесь  $C_{ijkl}$  – тензор упругих модулей анизотропного тела,  $\alpha_{ij}$  – тензор коэффициентов линейного расширения,  $T_0$  – некоторая заданная начальная температура,  $c_v / \rho$  – удельная теплоёмкость при постоянной деформации,  $c_p / \rho$  – удельная теплоёмкость при постоянном давлении,  $E_{11}$ ,  $\alpha_{11}$  – модуль упругости и коэффициент линейного расширения композиционного материала вдоль направления армирования.

Проведённый анализ показывает, что большинство исследователей используют отдельные приближённые оценки. В связи с этим задача оценки теплофизических характеристик слоистых материалов является актуальной.

Разработана методика расчётной оценки теплофизических характеристик мелкослоистой среды, включающая в себя:

1) получение точного решения нестационарной задачи теплопроводности для многослойной среды,

2) решение задачи теплопроводности для однородной среды с заданными эффективными теплофизическими характеристиками,

3) сравнение результатов расчёта, выполненных на основе указанных подходов.

При совпадении результатов решения по пунктам 1 и 2 эффективные теплофизические характеристики могут быть рекомендованы для практического применения.

## 1. Теплопроводность мелкослоистой среды

Коэффициенты теплопроводности  $\lambda^k$  и теплоёмкости  $c_\epsilon^k$  слоёв ( $k = 1, 2, \dots, M$ ), коэффициенты теплообмена как на поверхностях раздела слоёв  $\alpha^k$ , так и на наружных поверхностях исследуемой области  $\alpha_0^1$ ,  $\alpha_L^M$  являются параметрами, которые определяют характер распространения тепла в многослойной среде. Число исходных параметров может быть уменьшено, если рассматривается первая краевая задача теплопроводности в многослойном ( $M$ -слойном) стержне и принимаются условия идеального теплообмена на поверхностях раздела слоёв.

При отсутствии внутренних источников тепла и в случае, когда теплофизические характеристики слоёв являются постоянными и могут только скачкообразно меняться при переходе от слоя к слою, необходимо решить уравнения

$$\rho^k c_\epsilon^k \partial T^k / \partial t = \lambda^k \partial^2 T^k / \partial x^2, \quad (k=1, 2, \dots, M), \quad (4)$$

в которые входят только два параметра: коэффициент теплопроводности  $\lambda^k$  и теплоёмкость  $\rho^k c_\epsilon^k$  материала. Уравнения нестационарной теплопроводности для многослойной среды (4) решаются при следующих начальных и граничных условиях:

$$T^k = T_0 \quad \text{при} \quad t=0; \quad (5 \text{ а})$$

$$\lambda^k \partial T^k / \partial x = \lambda^{k+1} \partial T^{k+1} / \partial x, \quad (5 \text{ б})$$

$$T^k = T^{k+1} \quad \text{при} \quad x=L^k=L_0^{k+1}; \quad (5 \text{ в})$$

$$T^1(t) = T_0 \quad \text{при} \quad x=x_0^1=0; \quad (5 \text{ в})$$

$$T^M(t) = \begin{cases} A t & \text{для } 0 \leq t \leq t_0, \\ A t_0 & \text{для } t_0 \leq t \leq t_1, \\ A(t_2 - t) & \text{для } t_1 \leq t \leq t_2 = t_0 + t_1 \\ & \text{при } x=L^M, \\ 0 & \text{для } t_2 = t_0 + t_1 \leq t \leq t_{\text{кон}}. \end{cases} \quad (5 \text{ г})$$

Условия (5 б) соответствуют условию идеального теплообмена на контактной поверхности  $x=L^k=L_0^{k+1}$  соседних слоёв.



Решение уравнений (4) при условиях (5) выполнено численным методом [4] в безразмерной системе координат и относительно безразмерной температуры:

$$\xi = x/L^M, \quad \tau = t/t_0, \quad \theta^k = (T^k - T_0)/At_0. \quad (6)$$

Полученное точное решение для многослойной среды ниже будет называться экспериментальным результатом (результат численного эксперимента).

На рис.1 приведены построенные по результатам расчётов зависимости относительной температуры  $\theta^k$  от пространственной координаты  $\xi$  для различных моментов времени  $\tau$  (через 2500 шагов по времени; 5000 шагам по времени соответствует реальное время  $t_0$ ) и при различном числе слоёв ( $M = 4, 8, 16, 32, 64$ ) для стержней одной длины ( $L^M = 150$  мм) из углепластика. Используемые в расчётах свойства материалов отдельных слоёв приведены в табл. 1.

Из полученных результатов следует, что увеличение числа слоёв за счёт уменьшения толщины слоя приводит к тому, что зависимости относительной

температуры  $\theta$  от времени  $\tau$ , пространственной координаты  $\xi$  становятся более гладкими. Это особенно хорошо видно при существенном отличии теплофизических характеристик материалов отдельных слоёв: углеродного волокна и эпоксидной смолы.

Следует отметить, что при малом числе слоёв стержень прогревается на большую глубину. Влияние слоёв с меньшей теплопроводностью растёт с увеличением числа слоёв. Однако это влияние постепенно убывает (результаты для 4-слойного и 64-слойного и 32-слойного и 64-слойного стержня). Отмеченные особенности температурного состояния многослойного стержня имеют место на всех временных этапах.

В заключение следует отметить, что приведены результаты расчётов для многослойных сред, чередующиеся слои которых выполнены из двух различных материалов. Отмеченными свойствами будут обладать и составные тела, состоящие из большего числа чередующихся разнородных материалов.

Таблица 1

Материал	Объёмное содержание	Плотность	Теплоёмкость	Теплопроводность
Углеродное волокно	0,66	1,45 г/см <sup>3</sup>	670 Дж/кгК	125,6 Вт/мК
Эпоксидная смола	0,34	1,2 г/см <sup>3</sup>	837 Дж/кгК	8,8 Вт/мК
Углепластик	—	1,3625	726,8 (1 в)	22,78 (1 б)
Углепластик	—	1,3625	726,8 (1 в)	85,89 (1 а)

## 2. Теплопроводность однородной среды

Для однородной среды с эффективными характеристиками уравнение нестационарной теплопроводности имеет вид

$$(\rho c_\epsilon)^{\text{эфф}} \partial T / \partial t = \lambda^{\text{эфф}} \partial^2 T / \partial x^2. \quad (7)$$

Для получения адекватного решения уравнение теплопроводности (7) должно быть решено при тех же начальных и граничных условиях, что и уравнения (4) для многослойной среды:

$$\begin{aligned} T(x, 0) &= T_0 \quad \text{при } t = 0; \\ T(0, t) &= T_0 \quad \text{при } x = 0; \\ T(L, t) &= T^M(t) \quad \text{при } x = L^M. \end{aligned} \quad (8)$$

Условие  $T^M(t)$  задано соотношениями (5 г). Эффективные значения теплофизических характеристик, вычисленные по рекомендуемому в литературе соотношениям (1 а), (1 б) и (1 в), приведены в табл.1. Выбор исследуемых конструкционных материалов связан с тем, что теплофизические характеристики компонентов композиционного материала заметно отличаются (углепластик).

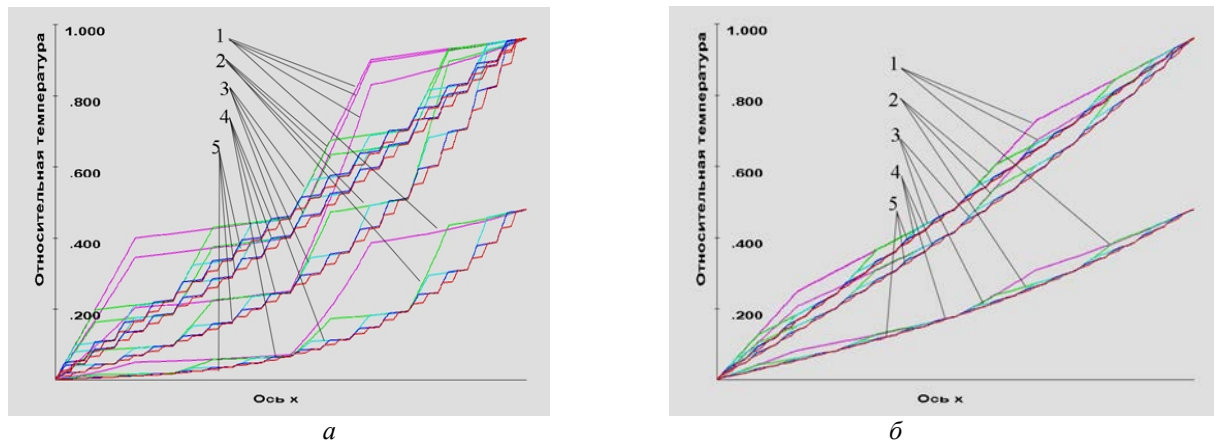


Рис. 1. Распределение температуры в многослойных стержнях из углепластика (а) и углеалюминия (б): 4-слойный (линия 1), 8-слойный (линия 2), 16-слойный (линия 3), 32-слойная (линия 4), 64-слойный (линия 5)

### 3. Сравнение результатов решения

Проведено сравнение результатов решения задачи теплопроводности в однородной и в многослойной среде. Результаты расчётов показывают, что для композиций, теплофизические свойства составляющих которых мало отличаются (например, углеалюминий), вполне пригодны рекомендуемые соотношения (1 б), (1 в). При заметном отличии теплофизических свойств они нуждаются в поправках. При решении даже первой краевой задачи сравнение решений для однородной и многослойной среды даёт одно уравнение, а неизвестных параметров два:

$\lambda^{\text{эфф}}$  и  $(\rho c_{\epsilon})^{\text{эфф}}$ . Одно соотношение относительно этих двух параметров приводит к функциональной зависимости между ними. В работе методами планирования эксперимента [5] получено множество значений  $\lambda^{\text{эфф}}$  и  $(\rho c_{\epsilon})^{\text{эфф}}$ , при которых решения для однородной и многослойной среды интегрально отличаются на величины, которые меньше заданной требуемой точности. На рис. 2 приведён характер сходимости результатов расчёта эффективных теплофизических характеристик по разработанному алгоритму к экспериментальным кривым распределения температуры в различные моменты времени.

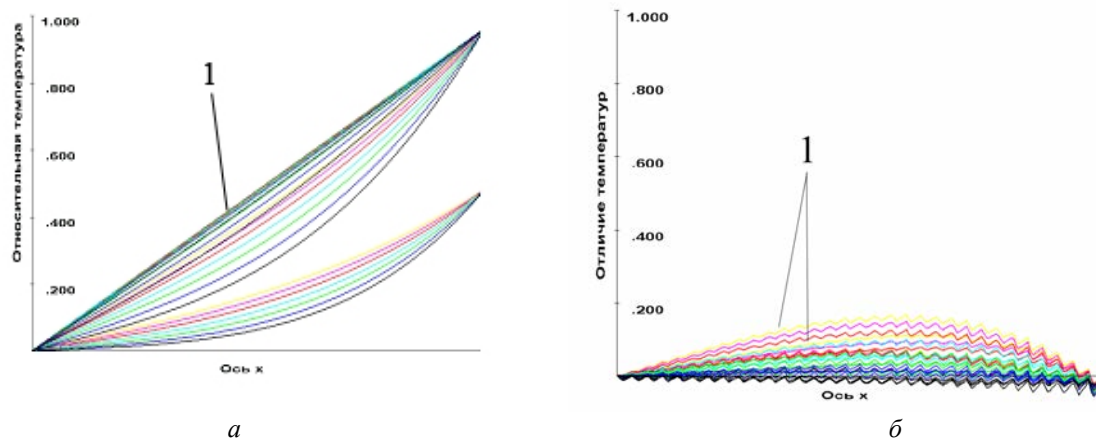


Рис. 2. Распределение температуры (а) и отличия от экспериментальной (б) в многослойном углепластиковом стержне при приближении к кривой с заданными эффективными характеристиками (1 линия) экспериментальных кривых (другие линии) в моменты времени  $t = 2500$  (нижняя группа линий),  $t = 5000$  (верхняя группа линий)

### Выводы

Разработана методика определения эффективных теплофизических характеристик однородной анизотропной среды по результатам решения нестационарной задачи теплопроводности для многослойного тела. Разработанный метод, эффективность которого продемонстрирована при определении двух параметров  $\lambda^{\text{эфф}}$  и  $(\rho c_{\epsilon})^{\text{эфф}}$ , может быть использован при большем числе неизвестных параметров однородной среды.

### Библиографический список

1. Рытов, С.М. Акустические свойства мелкослоистой среды [Текст] / С.М.

Рытов Акустический журнал. – 1956. – Т. II. Вып. 1. – С.71-83.

2. Ванин, Г.А. Микромеханика композиционных материалов [Текст] / Г.А. Ванин. – Киев: Науково Думка, 1985. – 302 с.

3. Кристенсен, Р. Введение в механику композитов [Текст] / Р. Кристенсен – М.: Мир, 1982. – 334 с.

4. Рапилбекова, Н.С. Термонапряженное состояние слоистых тел: дисс. на соиск. уч. степени канд. физ.-мат. наук [Текст] / Рапилбекова Нагима Сейсенбаевна. – Алма-Ата, 1993. – 290 с.

5. Зедгинидзе, И.Г. Планирование эксперимента для исследования многокомпонентных систем [Текст] / И.Г. Зедгинидзе. – М.: Наука, 1976. – 390 с.

## THERMOPHYSICAL PROPERTIES OF MULTILAYERED STRUCTURES

© 2013 N. S. Rapilbekova

Taraz State Pedagogical Institute, Kazakhstan Republic

The developed methods make it possible to estimate the accuracy of certain proposals for analytical calculations of integral thermophysical characteristics of multilayered composites. For that purpose, the results of precise calculations of a multilayered structure's thermal state are compared with the results of calculating a homogeneous body with indicated thermophysical characteristics. This comparison makes it possible to assess the applicability of analytical dependences for describing integral thermophysical characteristics of multilayered composites.

*Temperature, 3d coordinates, thermal conductivity of an anisotropic body, heat sources, heat exchange.*

### Информация об авторе

**Рапилбекова Нагима Сейсенбаевна**, кандидат физико-математических наук, доцент, старший преподаватель кафедры информатики, Таразский государственный педагогический институт (Республика Казахстан). E-mail: [sandu.rapilbekova@mail.ru](mailto:sandu.rapilbekova@mail.ru). Область научных интересов: теплотехника, композиционные материалы с мелкослоистой структурой.

**Rapilbekova Nagima Seisenbayevna**, candidate of physics and mathematics, associate professor, Taraz State Pedagogical Institute, Kazakhstan Republic. E-mail: [sandu.rapilbekova@mail.ru](mailto:sandu.rapilbekova@mail.ru). Area of research: heat engineering, multilayered composites.

УДК 629.7.064

## ИССЛЕДОВАНИЕ СХЕМ И МЕТОДОВ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОЧИСТКИ АГРЕГАТОВ ГИДРОТОПЛИВНЫХ СИСТЕМ

© 2013 В. И. Санчугов, В. М. Решетов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Представлены результаты исследований гидродинамической очистки гидротопливных агрегатов. Моделирование выполнялось в среде Matlab-Simulink с использованием передаточных функций для пассивных элементов цепи и параметров источника колебаний потока.

*Гидроагрегат, агрегат, гидротопливная система, стендовые системы, гидродинамическая очистка, внутренняя поверхность, пульсирующий поток, моделирование, Matlab-SimuLink.*

Повышение надёжности и ресурса гидротопливных систем напрямую связано с обеспечением высокого уровня чистоты рабочих жидкостей и внутренних поверхностей всех её элементов и, в первую очередь, гидроагрегатов, имеющих наибольшую грязеёмкость, наличие сложных и тупиковых каналов. Постоянный поиск новых технологий очистки гидроагрегатов позволил выделить в качестве наиболее перспективных гидродинамические методы очистки, основанные на использовании неустановившегося (пульсирующего) течения рабочей жидкости. Однако результаты исследований многочисленных авторов не нашли широкого применения в промышленности. Объясняется это недостаточностью исследования вопросов гидродинамики течения жидкости в очищаемых агрегатах и технологических стендах, стабильности и управляемости параметров колебаний.

Данная работа является продолжением исследований, выполненных авторами настоящей статьи, вошедших в ГОСТ 31303-2006 «Чистота промышленная. Метод очистки гидродинамических газовых и жидкостных механизмов от загрязнителей», введённый в действие с 1 марта 2008 года [1].

Выполненные авторами исследования гидродинамики течения жидкости при очистке агрегатов базировались на импедансном методе описания динамических

процессов течения жидкости [2, 3, 4]. Гидроагрегаты в общем виде рассматривались как совокупность полости определённого объёма  $V_{oo}$  и соединительных внутренних и внешних каналов (включая внутренний канал присоединительных штуцеров) длиной  $l_{mp}$  и проходным сечением  $S_{mp}$  (рис. 1).

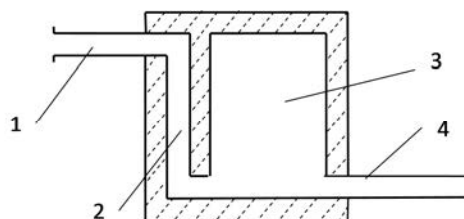


Рис. 1. Обобщённая схема гидравлического агрегата:

1 – внешний соединительный канал;  
2 – внутренний канал; 3 – внутренняя полость агрегата; 4 – выходной присоединительный канал

При описании процессов в соединительных каналах принимались во внимание инерция столба жидкости и гидравлическое сопротивление [2]:

$$Z_k = \operatorname{Re} Z_k + j \operatorname{Im} Z_k,$$

где  $Z_k$  – импеданс соединительного канала;  $\operatorname{Re} Z_k$  – вещественная составляющая импеданса канала;  $\operatorname{Im} Z_k$  – мнимая составляющая импеданса канала.

Вещественная часть импеданса  $\text{Re} Z_k$  рассчитывалась по известным соотношениям гидравлики с учётом коррективы, учитывающего увеличение гидравлического сопротивления за счёт нестационарности профиля местных скоростей.

Для определения мнимой составляющей импеданса использовалось выражение:

$$\text{Im} Z_k = j\omega r \sum_{i=1}^n \frac{l_i}{S_i} = j\omega L,$$

где  $\omega$  – круговая частота;  $r$  – плотность жидкости;  $l_i, S_i$  – длина и площадь поперечного сечения участка канала;  $j = \sqrt{-1}$ ;  $L$  – «индуктивность» канала.

Полости рассматривались как реактивные сопротивления, и их динамические свойства определялись импедансом:

$$Z_n = -j \frac{ra^2}{\omega V_{np}} = -j \frac{1}{\omega C},$$

где  $a$  – скорость звука;  $V_{np}$  – приведенный объём полости;  $C$  – «ёмкость» полости.

При очистке непроточных агрегатов рассматривались два способа возбуждения колебаний:

– гидроударным способом, осуществляемым быстродействующим подключением изделия к гидролинии нагнетания и слива;

– гармоническим изменением расхода жидкости.

Для очистки непроточных агрегатов разработана схема их очистки при гидроударном возбуждении колебаний, представленная на рис. 2. Принцип действия схемы заключается в том, что при подключении объекта очистки к гидролинии нагнетания в полости объекта очистки возбуждаются затухающие колебания давления и расхода жидкости. При срабатывании генератора колебаний давление в полости падает за счёт слива жидкости в сливную гидролинию.

Для исследования течения жидкости в рассматриваемой системе создана математическая модель. Моделирование выполнялось в среде MatLab Simulink. Структурная схема математической модели представлена на рис. 3. Магистралей высокого и низкого давления, включающие в себя трубопроводы, генератор колебаний и объект очистки моделировались блоками передаточной функции «Transfer Fcn1» и «Transfer Fcn2». Это объясняется тем, что геометрия этих магистралей различна, как и различно их назначение. Передаточная функция этих блоков описывается дифференциальным уравнением 2-го порядка:

$$LC \frac{d^2 P_{\text{вых}}}{dt^2} + RC \left( \frac{dP_{\text{вых}}}{dt} \right) + P_{\text{вых}} = P_{\text{вх}}.$$

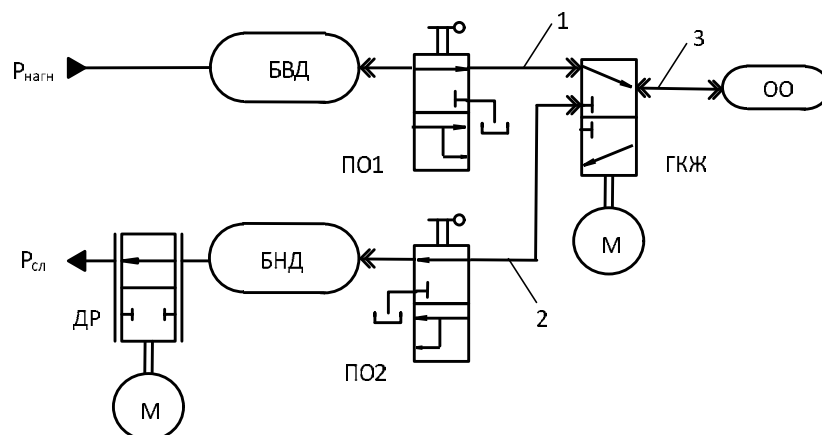


Рис. 2. Схема возбуждения гидроударных колебаний при очистке непроточных агрегатов: БВД, БНД – баллон высокого и низкого давления; ДР – регулируемый дроссель; ГКЖ – генератор колебаний жидкости; М – привод; ПО1, ПО2 – пробойники жидкости; ОО – объект очистки; 1, 2, 3 – соединительные магистрали

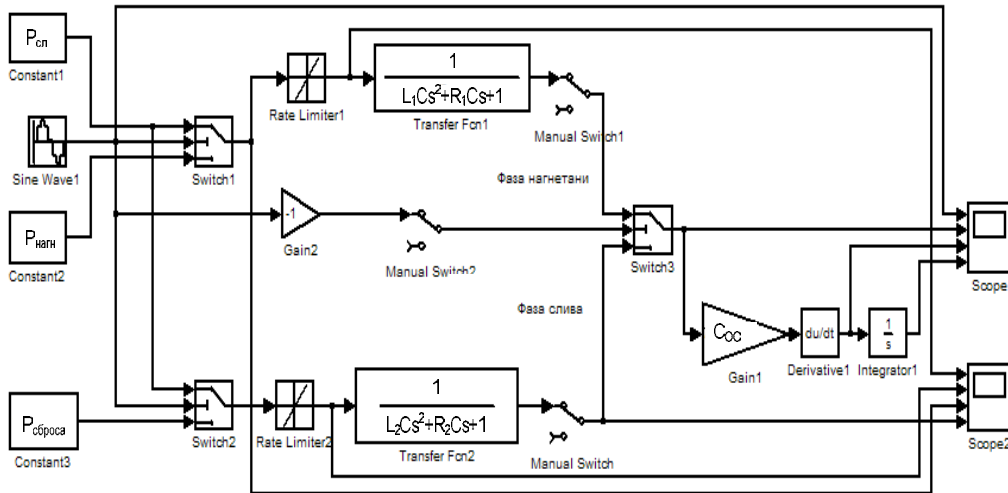


Рис. 3. Модель исследования колебаний жидкости при очистке непроточных агрегатов

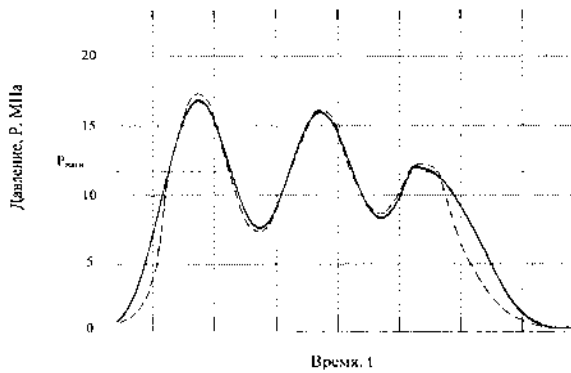


Рис. 4. Сравнительные осциллограммы на частоте 65.3 Гц, полученные по расчётной модели (—) и в результате физических экспериментов (---) при  $V_{00}=0,16 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$ ; трубопровод (1 и 3)  $d_y=12 \text{ мм}$ ,  $\ell_p=0,19 \text{ м}$ ;  $P_{нагн}=12 \text{ МПа}$ ;  $P_{сл}=0,5 \text{ МПа}$

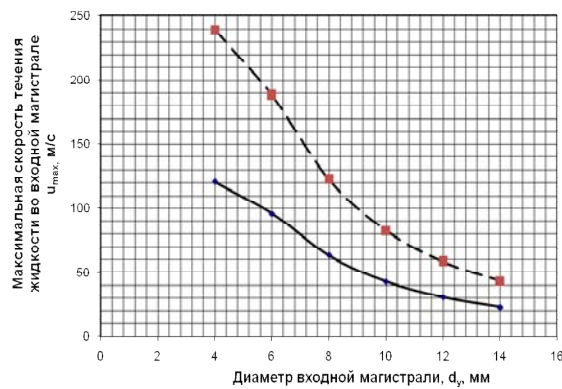


Рис. 5. Достижимые скорости течения жидкости на входе в объект очистки ( $V_n=1 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$ ,  $f_{цил}=50 \text{ Гц}$ ) при  $P_{нагн}=10 \text{ МПа}$  (—) и  $P_{нагн}=20 \text{ МПа}$  (---)

Проверка адекватности математической модели осуществлялась сравнением результатов расчёта по представленной модели с результатами физических экспериментов, выполненных ранее при создании методов ускоренных эквивалентных испытаний агрегатов (рис. 4). Проверка подтвердила удовлетворительную сходимость результатов исследований как по частоте, так и по амплитуде возбуждаемых колебаний.

Результаты выполненных исследований показали следующее:

1. Максимальные скорости течения жидкости на входе в очищаемый агрегат могут достигать до 250 м/с (рис. 5).

2. Подключение гидролинии слива должно осуществляться в момент достижения первого максимума давления в полости очищаемого агрегата.

3. Переключение гидролиний нагнетания и слива целесообразно производить в моменты неподвижной жидкости в магистралях стенда, то есть при достижении максимальных или минимальных значений давления. Фаза нагнетания должна начинаться после стабилизации давления на уровне давления баллона низкого давления и заканчиваться в момент времени, при котором  $P = P_{max}$ .

4. Значения максимальных давлений и расходов жидкости на входе в полость увеличиваются при повышении добротности

сти гидравлической системы в цикле нагнетания. Добротность магистрали нагнетания должна быть максимальной, а добротность магистрали слива должна обеспечивать бескавитационный процесс сброса давления жидкости.

5. Соотношение объёма вытесняемой из полости агрегата жидкости  $\Delta V_{\text{полости}}$  и объёма соединительного канала  $V_{\text{соед.канала}}$  от полости до генератора колебаний определяет эффективность выноса частиц загрязнений из условия:

$$\Delta V_{\text{полости}} > V_{\text{соед.канала}} \cdot$$

На основе выполненных исследований разработаны:

–методика оценки возможности применения разрабатываемой технологии по условию выноса загрязнений из полости агрегата;

–методика расчёта условий максимального отрыва частиц загрязнений со

стенок очищаемого агрегата с учётом сохранения прочности агрегата.

Первая методика заключается в расчётном определении порций объёма жидкости, вытекающих из полости агрегата, и сравнении их с минимальным объёмом соединительной магистрали между генератором колебаний и полостью объекта очистки, обеспечивающим вынос частиц загрязнений.

Вторая методика заключается в расчёте геометрических параметров стендовой системы и параметров работы генератора колебаний, обеспечивающих максимальные значения расхода жидкости в полости агрегата и ограниченных условиями сохранения прочности агрегата.

Для очистки непроточных агрегатов на режимах вынужденных периодических колебаний разработана схема с параллельным размещением дроссельного генератора колебаний на входе в объект очистки (рис. 6).

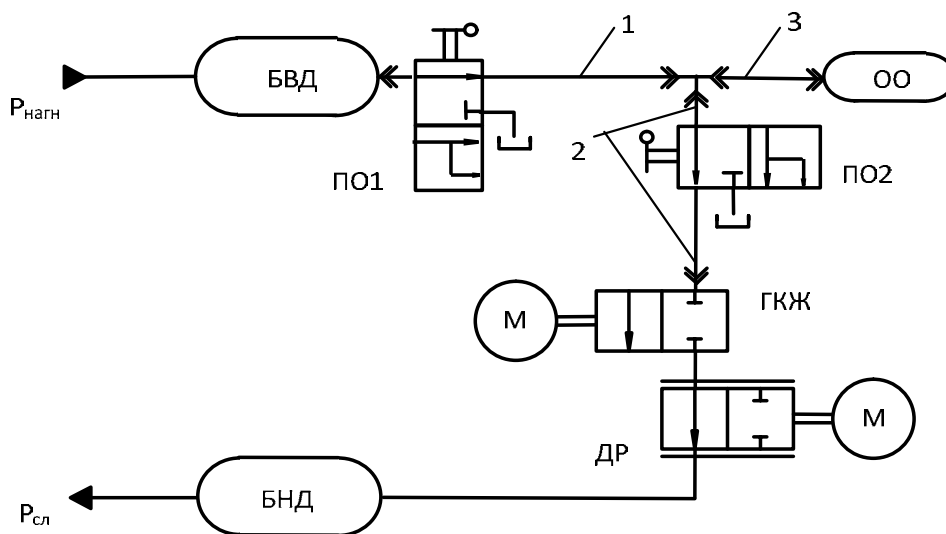


Рис. 6. Схема очистки непроточных агрегатов с параллельным подключением ГКЖ на сливе жидкости

Пример математической модели течения жидкости представлен на рис. 7. Параметры стендовой системы:

–давление нагнетания  $P_{\text{нагн}}=5$  МПа;  
–производительность генератора колебаний  $A_{Q0}=Q_0=1 \cdot 10^{-3}$  м<sup>3</sup>/с;

–объём полости объекта очистки –  $1 \cdot 10^{-3}$  м<sup>3</sup>;

–трубопровод 1 – внутренний диаметр  $d_y=10$  мм, длина  $\ell=0,2$  м;

–трубопровод 3 – внутренний диаметр  $d_y=10$  мм, длина  $\ell=0,3$  м.

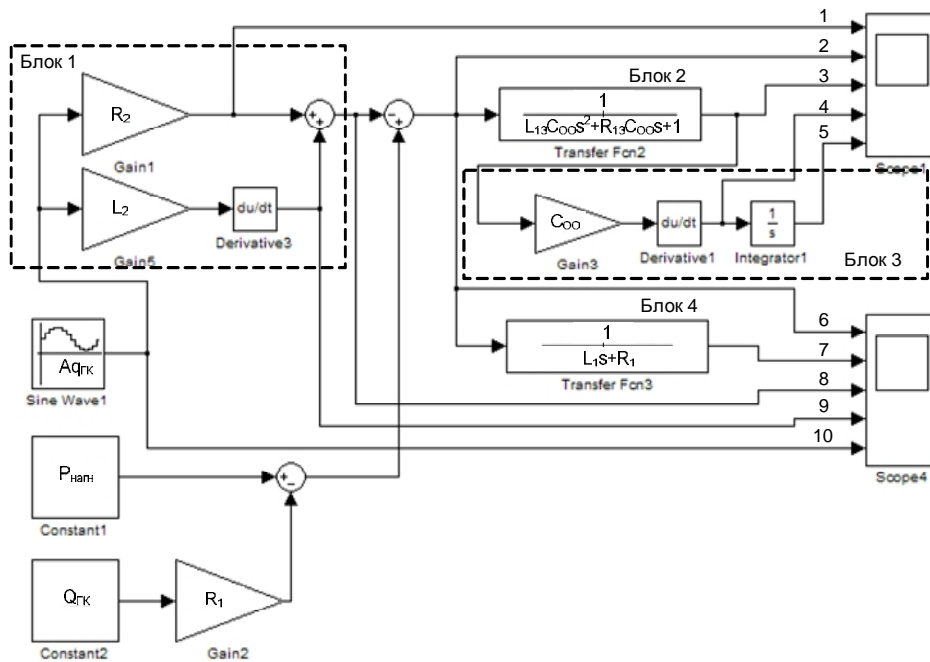


Рис. 7. Модель исследования схемы очистки при возбуждении вынужденных колебаний жидкости

Модель позволяет:

- определить параметры пульсирующего потока жидкости (давление и расходы) в различных сечениях гидравлической системы;

- исследовать влияние геометрических параметров трубопроводов стендовой системы на режимы течения жидкости в полости объекта очистки;

- оценить требования и размещение агрегатов стендовой системы и область реализации технологии пульсирующей очистки.

Результаты расчётов выводятся на осциллографы в виде синусоидальных сигналов изменения давления и расхода жидкости или представляются в графической форме.

Исследования на модели показали следующее.

1. Достигаемые расходы и скорости течения жидкости в несколько раз превосходят значения, достигаемые при стационарной очистке.

2. Ограничения применимости технологии по выносу частиц загрязнений и сохранению прочности агрегата носят такой же характер, как и при использовании

гидроударного способа возбуждения колебаний, изложенного ранее.

Для очистки проточных агрегатов разработана схема, представленная на рис.8. Особенностью схемы является размещение на выходе объекта очистки блока граничных условий, выполненного в виде соединительного канала и полости. Сюда же в параллельную магистраль подключается дроссель постоянного расхода и пробоотборник.

Преимуществами данной схемы являются:

- работа генератора колебаний в потоке чистой жидкости;

- снижение уровня колебаний давления жидкости в объекте очистки.

Как и для схем очистки непроточных агрегатов, разработана математическая модель рассматриваемой стендовой системы, выполнены необходимые расчёты, показавшие следующее:

- очистка проточных агрегатов реализуется для любых типоразмеров агрегатов;

- пульсирующую очистку целесообразно проводить на частотах колебаний, близких к собственной частоте блока граничных условий.



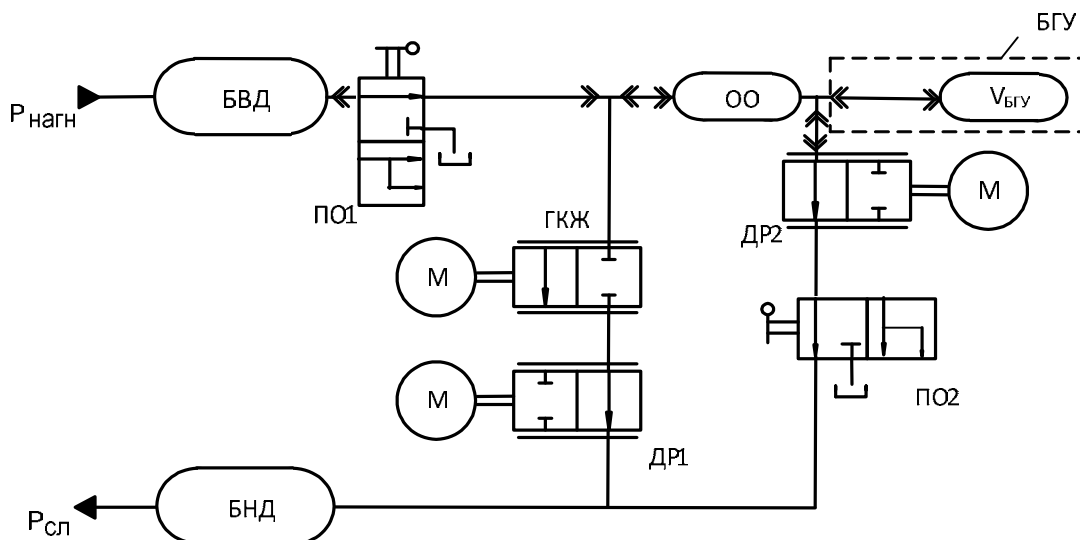


Рис. 8. Схема очистки проточных агрегатов с параллельным подключением ГКЖ на входе и блоком граничных условий (БГУ) на выходе из полости агрегата

Основной особенностью гидроцилиндров как объектов очистки является изменение внутреннего объема полостей при срабатывании. При этом, в отличие от моделей агрегатов с фиксированным объемом полостей, рассмотренных ранее, импеданс полости изменяется в весьма значительных диапазонах. Это приводит, с одной стороны, к изменению собственной частоты стеновой системы «подводящий трубопровод - полость гидроцилиндра» и, с другой стороны, к непрерывному изменению амплитуды колебаний давления в полости.

С учётом этих особенностей предложены два метода очистки гидроцилиндров:

–отрыв частиц загрязнений пульсирующим потоком при неизменном положении штока и максимальном объеме очищаемой полости. Затем после выключения генератора колебаний выполняют срабатывание гидроцилиндра для удаления оторванных частиц загрязнений из полости;

–отрыв частиц загрязнений при увеличении объема очищаемой полости с последующей перекладкой штока цилиндра вблизи среднего положения и при непрерывно работающем генераторе колебаний.

Для обоих методов разработаны схемы подключения генераторов колебаний гидроударного возбуждения и возбуждения вынужденного периодического движения жидкости.

В качестве примера на рис. 9 представлена схема очистки гидроцилиндра с использованием вынужденных колебаний жидкости с двумя генераторами колебаний.

Таким образом, в результате проведенных исследований гидродинамической очистки внутренних полостей гидроагрегатов и гидроцилиндров подтверждена её высокая эффективность, разработаны расчётные модели и даны рекомендации по проектированию стендового оборудования и совершенствованию технологии очистки.

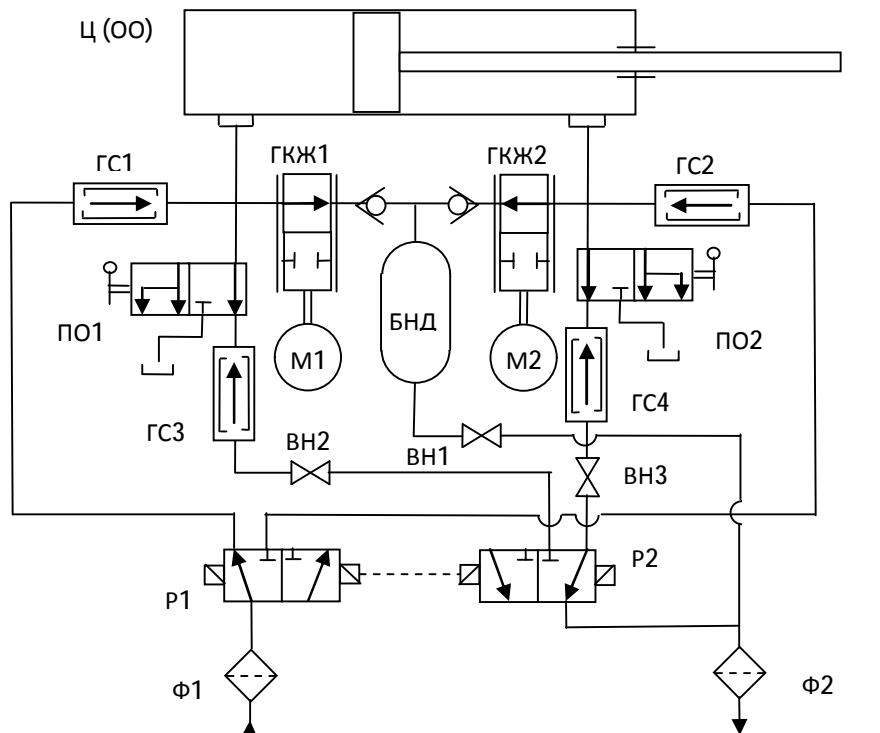


Рис. 9. Схема очистки гидроцилиндров с использованием вынужденных колебаний с двумя генераторами колебаний жидкости:  
 БНД – баллон низкого давления; ВН – вентиль; ГКЖ – генератор колебаний жидкости;  
 ГС – гаситель колебаний; М – привод ГКЖ (мотор); ПО – пробоотборник;  
 Р – распределитель потока; Ф – фильтр; Ц (ОО) – цилиндр (объект очистки)

### Библиографический список

1. ГОСТ 31303-2006. Чистота промышленная. Метод очистки гидродинамический газовых и жидкостных систем машин и механизмов от загрязнителей. [Текст]. – Введ. 2008-03-01. – М.: Стандартиформ, 2007. – 18 с.
2. Шорин, В.П. Устранение колебаний в авиационных трубопроводах [Текст] / В.П. Шорин. – М.: Машиностроение, 1980. – 156 с.
3. Шахматов, Е.В. Виброакустиче-

ская модель прямолинейного неоднородного трубопровода при его силовом возбуждении пульсациями рабочей жидкости [Текст] / Е.В. Шахматов, А.Б. Прокофьев // Изв. Самар. науч. центра РАН. – Самара, 2000. – Т. 2. – № 1. – С. 135-140.

4. Санчугов, В.И. Технологические основы динамических испытаний и отработки гидросистем и агрегатов [Текст]: учеб. пособие / В.И. Санчугов. – Самара: Самар. науч. центр РАН, 2003. – 96 с.

## ANALYSIS OF SCHEMES AND METHODS OF HYDRODYNAMIC CLEANING OF HYDRO-FUEL SYSTEM UNITS

© 2013 V. I. Sanchugov, V. M. Reshetov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
 (National Research University)

The paper presents the results of research of hydrodynamic cleaning of hydro-fuel units. The modeling was executed in Matlab-Simulink using transfer functions for the circuit passive elements and the parameters of the flow oscillation source.

*Hydraulic unit, unit, hydro-fuel system, stand system, hydrodynamic cleaning, inside surface, oscillating flow, model, Matlab-SimuLink.*

### **Информация об авторах**

**Санчугов Валерий Иванович**, доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации авиационной техники, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [unikon@ssau.ru](mailto:unikon@ssau.ru). Область научных интересов: гидropневмоавтоматика, испытания и эксплуатация пневмогидросистем.

**Решетов Виктор Михайлович**, кандидат технических наук, заведующий учебно-научной лабораторией кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [vmresh@rambler.ru](mailto:vmresh@rambler.ru). Область научных интересов: динамика гидравлических и пневматических систем, испытания и эксплуатация, промышленная чистота пневмогидросистем.

**Sanchugov Valery Ivanovich**, doctor of technical science, professor of the department of aircraft maintenance, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [unikon@ssau.ru](mailto:unikon@ssau.ru). Area of research: hydraulic and pneumatic control, tests and operation of hydropneumatic systems.

**Reshetov Victor Mikhaylovich**, candidate of technical science, head of laboratory, the department of automatic systems of power plants, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [vmresh@rambler.ru](mailto:vmresh@rambler.ru). Area of research: dynamics of hydraulic and pneumatic systems, tests and operation, industrial purity of hydropneumatic systems.

УДК 621.43

## СКОРОСТЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ И ИОНИЗАЦИЯ ПЛАМЕНИ ПРИ СЖИГАНИИ БЕНЗИНА И МЕТАНА С ДОБАВКОЙ ВОДОРОДА

© 2013 А. П. Шайкин, П. В. Ивашин, И. Р. Галиев

Тольяттинский государственный университет

Экспериментально изучено влияние добавок водорода в метано- и бензовоздушную смеси на электропроводность и скорость распространения фронта пламени. Показано, что ионный ток в пламени метановодородовоздушной смеси определяется массовой долей углерода в этой смеси и скоростью распространения фронта пламени.

*Двигатель внутреннего сгорания, скорость, распространение, пламя, ионизация, зонд, ионный ток, массовая доля углерода.*

Возрастающие требования законодательства в сфере снижения токсичности в отработавших газах (ОГ) и повышения энергетических показателей двигателя внутреннего сгорания (ДВС) автомобиля предполагают его дальнейшее совершенствование. При этом модернизация ДВС должна исходить из прогноза, что в следующие 30 лет основным автомобильным топливом будет бензин, а его главным конкурентом станет природный газ [1]. В настоящее время существует много методов решения проблем экологической безопасности: совершенствование конструкции ДВС, применение электропривода, улучшение систем каталитической нейтрализации токсичных компонентов ОГ. Однако все эти методы требуют серьёзного конструктивного вмешательства в ДВС, что приводит к увеличению трудовых и материальных затрат. Поэтому использование активизирующих добавок (в малых количествах) в топливо является наиболее перспективным и широко применяемым способом улучшения характеристик двигателя, отвечающего всем мировым стандартам, так как он не требует значительных изменений в конструкции двигателя и автомобиля в целом. Применение именно водорода в качестве активизирующей добавки в топливо является наиболее актуальным, поскольку добавка водорода позволяет повысить эффектив-

ность рабочего процесса двигателей с искровым зажиганием, значительно увеличить экономичность и радикально уменьшить неравномерность циклов и токсичность отработавших газов [2-4]. Добавка водорода приводит к уменьшению задержки воспламенения, увеличению скорости распространения пламени, что существенно влияет на снижение несгоревших углеводородов в ОГ как при работе двигателя на бензине, так и на природном газе [5-10]. За счёт небольших добавок водорода к топливовоздушной смеси (ТВС) увеличивается теплопроводность и уменьшается энергия воспламенения смеси природного газа с воздухом, что позволяет использовать обычную систему зажигания в газовом двигателе, работающем на обеднённых смесях, и способствует более лёгкому пуску двигателя при низких температурах [5].

Таким образом, анализ литературных данных показывает, что воздействие на физико-химические свойства ТВС с помощью добавок водорода в двигатель, работающий на природном газе и на бензине, улучшает его энергетические и экологические показатели. Однако, несмотря на многочисленные исследования в данной области, до сих пор нет единого мнения об оптимальном соотношении природного газа, бензина с водородом [11-14].

Академик Б.С. Стечкин указывал, что для исследования рабочего процесса ДВС недостаточно информации, полученной только из индикаторной диаграммы – необходимо понимание распространения фронта пламени в камере сгорания (КС).

Следовательно, для разработки методики, позволяющей получить оптимальное соотношение основного топлива с добавкой водорода, необходимо знать влияние добавки водорода, в разных концентрациях, на показатели процесса сгорания.

При исследовании процесса сгорания, в частности при определении скорости распространения фронта пламени, целесообразно использовать явление электропроводности пламени углеводородного топлива. Скорость распространения пламени определяет полноту и длительность процесса сгорания, т.е. отражает влияние турбулентности и физико-химических свойств ТВС, а электропроводность содержит информацию об интенсивности процесса сгорания при изменении физико-химических свойств ТВС [4, 6, 8].

На сегодняшний день не изучено влияние добавок водорода свыше 5% (по массе) на ионный ток и скорость распространения пламени метановоздушной смеси (МВС) в условиях двигателя с искровым зажиганием, что востребовано для обоснования использования водорода в качестве активизирующей добавки в газовой ДВС.

Целью работы является исследование влияния добавок водорода в метано- и бензовоздушную смеси на скорость распространения фронта и ионизацию пламени и взаимосвязь между ними, определяющую основные характеристики рабочего процесса.

#### Экспериментальная установка и методика проведения испытаний

Эксперименты проводились на одноцилиндровой, четырёхтактной установке УИТ-85 с изменяемой степенью сжатия.

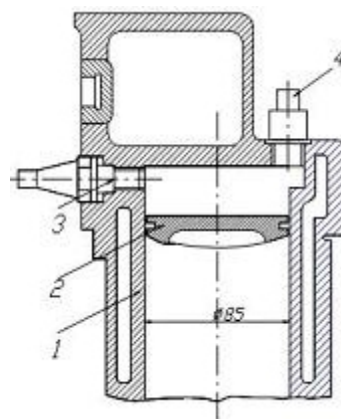


Рис. 1. Расположение ИД в КС УИТ-85:  
1 – цилиндр; 2 – поршень;  
3 – свеча зажигания с ИД; 4 – ИД

Конструкция УИТ-85 позволяет достаточно точно контролировать режимные параметры работы поршневого двигателя с искровым зажиганием (состав смеси, степень сжатия, обороты коленчатого вала, температуру охлаждающей жидкости, угол опережения зажигания) и варьировать ими независимо друг от друга [15]. Эти особенности конструкции обеспечивают определение влияния конкретного фактора на процесс сгорания. Таким образом, установка УИТ-85 дает возможность повторять режимы испытаний, что необходимо для проведения исследования процесса сгорания при изменяющихся в течение нескольких миллисекунд давлении, температуре и объёме камеры сгорания.

В качестве топлива использовались сжатый природный газ с содержанием метана более 95% и бензин, в которые добавлялся водород в количестве 5, 10, 15% (по массе). Испытания проводились на двух скоростных режимах: 600 и 900 об/мин.

Для мониторинга ионного тока были изготовлены два ионизационных датчика (ИД), представляющих собой электрод, изолированный от корпуса двигателя керамическим изолятором. Фронт пламени, омывая электрод и корпус, замыкает электрическую цепь, в которой возникает импульс ионного тока, обусловленный электропроводностью пламени. На рис. 1 показаны места установки ИД, один из ко-

торых располагается непосредственно в свече зажигания, на расстоянии 7 мм от её электрода, а другой на максимальном удалении от свечи зажигания, равном 85 мм.

Таким образом, показания ИД, расположенного у свечи зажигания, будут информировать о процессах в первой фазе сгорания. Информацию о процессах в основной фазе сгорания предоставит ИД, удалённый от свечи зажигания. Первая фаза сгорания соответствует времени от начала воспламенения до развития устойчивого фронта пламени, а вторая фаза - это время от окончания первой фазы до выгорания основной части ТВС, т.е. (80-90)% ТВС [16].

Методика проведения экспериментов заключалась в регистрации сигнала с

ИД и записи осциллограмм. Осциллограммы импульсов, записанные в отдельных циклах (рис. 2), усреднялись по амплитуде напряжения ионного тока и промежутку времени от искрового разряда до возникновения импульса, т.е. достижения фронта пламени ИД.

По результатам измерений промежутка времени ( $t$ ) от подачи искрового разряда до возникновения выходного сигнала с ИД (напряжения ионного тока) было определено среднее значение скорости распространения фронта пламени ( $W$ ):

$$W=L/t, \quad (1)$$

где  $L$  – расстояние от свечи зажигания до ИД.

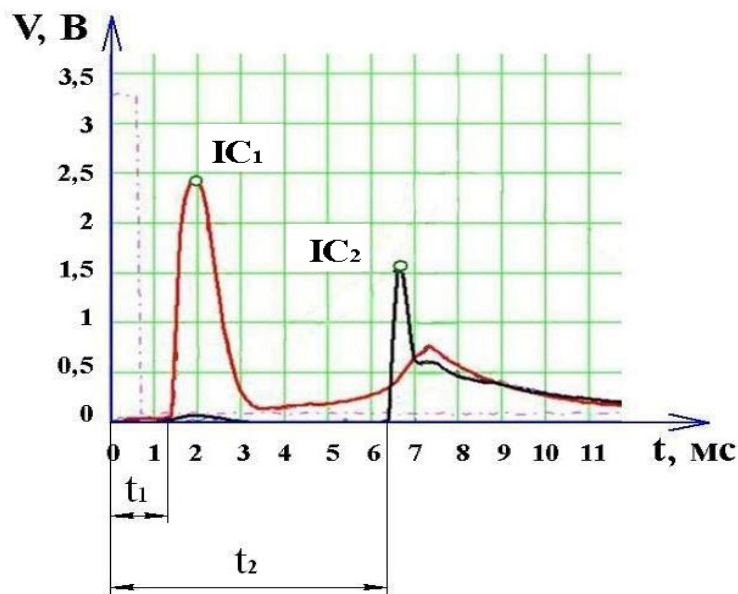


Рис. 2. Осредненная осциллограмма импульсов ионного тока:  $t_1, t_2$  – промежутки времени от начала зажигания до появления ионного тока на ИД, расположенного у свечи зажигания, и до появления ионного тока на ИД, расположенного в самой удаленной от свечи зажигания зоне КС, соответственно;  $IC_1, IC_2$  – исходные сигналы с ИД, расположенного у свечи зажигания, и с ИД, расположенного в самой удаленной от свечи зажигания зоне КС, соответственно

### Результаты исследований

Зависимость средней скорости распространения фронта метановодородовоздушного пламени от состава ТВС, доли добавляемого водорода и скоростного режима представлена на рис.3 и 4.

Из рисунков видно, что с увеличением частоты вращения коленчатого вала установки ( $n_{КВД}$ ) с 600 до 900 об/мин происходит возрастание скорости в обеих фазах сгорания. Так, прирост скорости в первой фазе сгорания ( $W_1$ ) при коэффициенте избытка воздуха  $\alpha=1$  составил 22%, а

в основной фазе сгорания ( $W_2$ ) 17%. При  $\alpha=1,3$  увеличение скорости в первой фазе сгорания составило 8%, а в основной фазе сгорания 7%. С обеднением смеси интенсивность прироста средней скорости пла-

мени снижается. Это объясняется тем, что снижение скорости при сильном обеднении смеси уже не компенсируется возрастанием турбулентности.

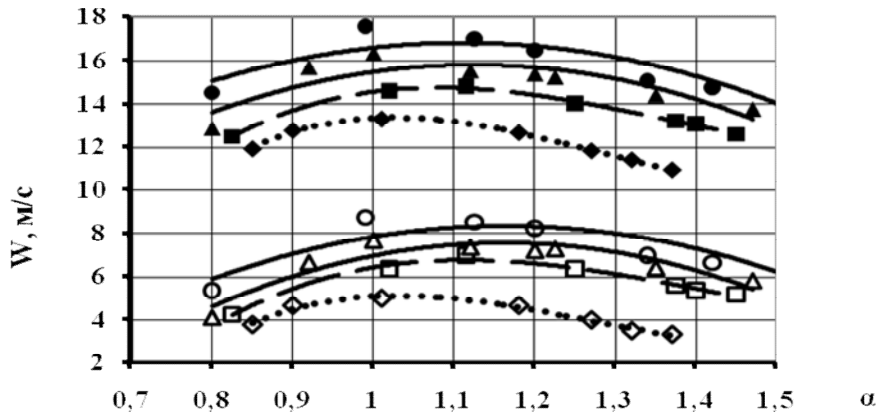


Рис. 3. Зависимость средней скорости распространения фронта метановодородовоздушного пламени от коэффициента избытка воздуха и доли добавляемого водорода ( $n_{\text{КВД}} = 900$  об/мин), где  $W_1$ :  $\diamond$ ,  $\square$ ,  $\Delta$ ,  $\circ$ ;  $W_2$ :  $\blacklozenge$ ,  $\blacksquare$ ,  $\blacktriangle$ ,  $\bullet$ ;  $H_2=0\%$ :  $\diamond$ ,  $\blacklozenge$ ;  $H_2=5\%$ :  $\square$ ,  $\blacksquare$ ;  $H_2=10\%$ :  $\Delta$ ,  $\blacktriangle$ ;  $H_2=15\%$ :  $\circ$ ,  $\bullet$

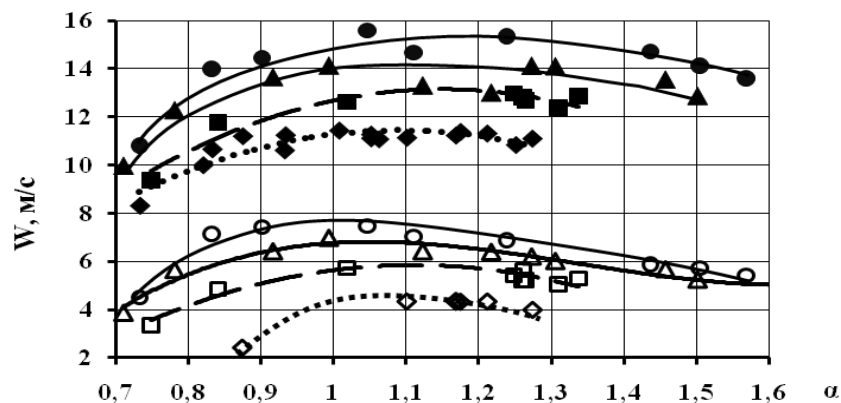


Рис. 4. Зависимость средней скорости распространения фронта метановодородовоздушного пламени от коэффициента избытка воздуха, доли добавляемого водорода ( $n_{\text{КВД}} = 600$  об/мин), где  $W_1$ :  $\diamond$ ,  $\square$ ,  $\Delta$ ,  $\circ$ ;  $W_2$ :  $\blacklozenge$ ,  $\blacksquare$ ,  $\blacktriangle$ ,  $\bullet$ ;  $H_2=0\%$ :  $\diamond$ ,  $\blacklozenge$ ;  $H_2=5\%$ :  $\square$ ,  $\blacksquare$ ;  $H_2=10\%$ :  $\Delta$ ,  $\blacktriangle$ ;  $H_2=15\%$ :  $\circ$ ,  $\bullet$

Анализ рис. 3 и 4, показывает, что для обоих скоростных режимов наблюдается увеличение средней скорости распространения фронта пламени при 5, 10 и 15% добавки водорода в ТВС. При этом вне зависимости от концентрации водорода сохраняется квадратичный закон зависимости скорости от коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ . Наибольший рост скорости наблюдается при работе на бедной смеси с добавкой  $H_2=5\%$ . В первой фазе сгорания при  $\alpha=1,3$  добавка  $H_2=5\%$  увели-

чивает в среднем скорость сгорания на 40% ( $n_{\text{КВД}}=900$  об/мин) и на 30% ( $n_{\text{КВД}}=600$  об/мин), а при  $\alpha=1$  увеличение скорости  $W_1$  составляет 23% ( $n_{\text{КВД}}=900$  об/мин) и 20% ( $n_{\text{КВД}}=600$  об/мин). В свою очередь, для основной фазы при  $\alpha=1,3$  добавка  $H_2=5\%$  повышает скорость сгорания на 20% ( $n_{\text{КВД}}=900$  об/мин) и на 15% ( $n_{\text{КВД}}=600$  об/мин), а при  $\alpha=1$  увеличение скорости  $W_2$  составляет 7% ( $n_{\text{КВД}}=900$  об/мин) и 10% ( $n_{\text{КВД}}=600$  об/мин). Причиной этому является увеличение доли водорода в

ТВС. Известно, что водород при высоких температурах превращается в активный атомарный водород [2]. Следовательно, можно предположить, что добавка водорода способствует формированию высокоактивных центров химических реакций, снижению энергии воспламенения и расширению пределов сгорания исходного топлива.

Влияние вида топлива на среднюю скорость распространения фронта пламени в основной фазе сгорания представлено на рис.5. Рассматривались метановоздушная (МВС) и бензовоздушная смеси (БВС).

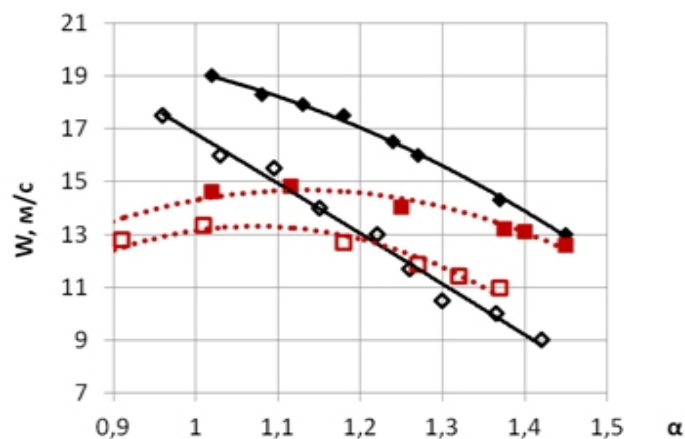


Рис. 5. Зависимость средней скорости распространения фронта бензовоздушного и метановоздушного пламени от коэффициента избытка воздуха и доли добавляемого водорода ( $n_{\text{КВД}} = 900$  об/мин), где  $\diamond$  –  $H_2=0\%$ , бензин;  $\blacklozenge$  –  $H_2=5\%$ , бензин;  $\square$  –  $H_2=0\%$ , метан;  $\blacksquare$  –  $H_2=5\%$ , метан

Сравнительный анализ показал, что добавка водорода в обоих случаях приводит к увеличению скорости распространения пламени. Максимальный рост скорости наблюдается в области бедной смеси. Так при  $\alpha=1,3$  добавка  $H_2=5\%$  привела к увеличению скорости для МВС на 19%, а для БВС на 40%. В свою очередь, при  $\alpha=1$  добавка  $H_2=5\%$  привела к увеличению скорости для МВС только на 7%, а для БВС на 12%.

Влияние добавок водорода на плотность ионного тока для метановоздушной и бензовоздушной смесей представлено на рис. 6 и 7.

Плотность ионного тока определялась отношением максимальной величины ионного тока к площади поверхности электрода зонда.

Определено, что вне зависимости от скоростного режима и вида топлива характер изменения амплитуд ионных токов

отражает влияние состава ТВС на характеристики процесса распространения пламени.

Для метановоздушной смеси было выявлено отсутствие зависимости (для обоих скоростных режимов) плотности ионного тока от концентрации водорода, превышающей 5%. Причина этого заключается в зависимости электропроводности фронта пламени от концентрации свободного радикала  $\text{CH}$  [17], которая, вероятно, зависит от доли углерода в ТВС и скорости распространения фронта пламени. Количество углерода в топливе определяет потенциальный резерв образования  $\text{CH}$ , а скорость сгорания характеризует интенсивность образования  $\text{CH}$  во время реакции горения топлива. При добавке водорода в ТВС одновременно происходит уменьшение концентрации углерода в ТВС и увеличение скорости распространения пламени.



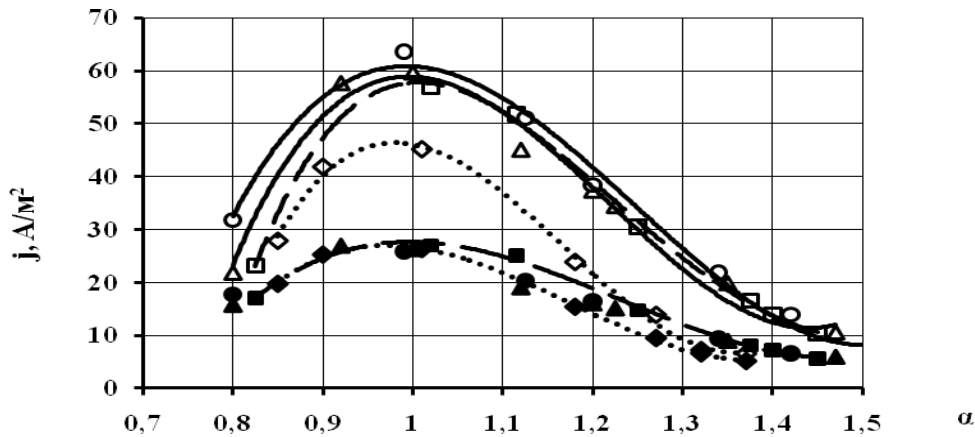


Рис. 6. Зависимость плотности ионного тока от коэффициента избытка воздуха и добавок водорода в метановоздушную смесь ( $n_{КВД}=900$  об/мин), где  $j_1$ :  $\diamond, \square, \Delta, \circ$ ;  $j_2$ :  $\blacklozenge, \blacksquare, \blacktriangle, \bullet$ ;  $H_2=0\%$ :  $\diamond, \blacklozenge$ ;  $H_2=5\%$ :  $\square, \blacksquare$ ;  $H_2=10\%$ :  $\Delta, \blacktriangle$ ;  $H_2=15\%$ :  $\circ, \bullet$

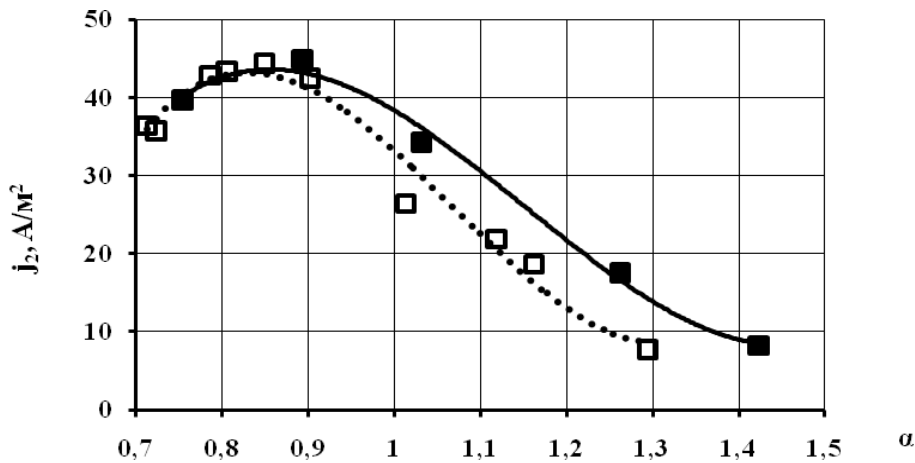


Рис. 7. Зависимость плотности ионного тока от коэффициента избытка воздуха и добавки водорода в бензовоздушную смесь ( $n_{КВД}=900$  об/мин), где  $H_2=0\%$ :  $\square$ ;  $H_2=15\%$ :  $\blacksquare$

Соотношение этих величин должно определять ионизацию пламени и, следовательно, значение ионного тока в пламени. Для анализа этого предположения использовались скорость распространения пламени до электрода ( $W$ ) ИД и расчётная массовая доля углерода в ТВС ( $gC$ ), которая была определена по формуле

$$gC = \frac{(1 - g'_{H_2}) \cdot \mu_C}{1 + \alpha \cdot [L_{CH_4} \cdot (1 - g'_{H_2}) + g'_{H_2} \cdot L_{H_2}] \cdot \mu_{CH_4}}, \quad (2)$$

где  $L_{CH_4}$  – теоретически необходимое количество воздуха для сгорания 1 кг метана;  $L_{H_2}$  – теоретически необходимое количество воздуха для сгорания 1 кг водорода;  $g'_{H_2}$  – массовая доля водорода в топ-

ливной смеси;  $\mu_C$  – атомная масса углерода;  $\mu_{CH_4}$  – молекулярная масса метана.

Сравнение проведено в относительных величинах – отношениях анализируемых параметров к параметрам при стехиометрическом составе смеси:

$$j'_o = j / j_{(a=1)}, \quad (3)$$

где  $j_{(a=1)}$  – значение плотности ионного тока при стехиометрическом составе смеси;

$$(gC \cdot W)'_o = (gC \cdot W) / (gC \cdot W)_{(a=1)}, \quad (4)$$

где  $(gC \cdot W)_{(a=1)}$  – значение параметра  $gC \cdot W$  при стехиометрическом составе смеси.

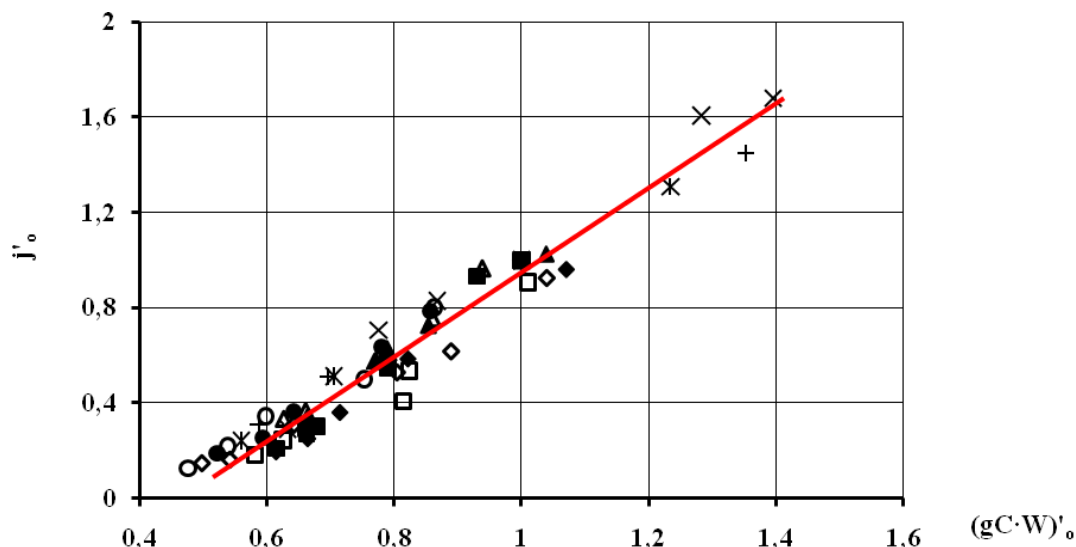


Рис. 8. Зависимость относительной величины плотности ионного тока метано- и бензовоздушного пламени от параметра  $gC \cdot W$  ( $n_{КВД} = 900$  об/мин), где для метана:  $j'_o$ :  $\diamond, \square, \Delta, \circ$ ;  $j'_o$ :  $\blacklozenge, \blacksquare, \blacktriangle, \bullet$ ;  $H_2 = 0\%$ :  $\diamond, \blacklozenge$ ;  $H_2 = 5\%$ :  $\square, \blacksquare$ ;  $H_2 = 10\%$ :  $\Delta, \blacktriangle$ ;  $H_2 = 15\%$ :  $\circ, \bullet$ ; для бензина:  $j'_o$ ,  $H_2 = 0\%$ : X;  $j'_o$ ,  $H_2 = 3\%$ : +;  $j'_o$ ,  $H_2 = 5\%$ : \*

На рис. 8 представлена зависимость относительного значения плотности ионного тока от относительной величины произведения массовой концентрации углерода в ТВС на скорость распространения пламени для метановоздушной и бензовоздушной смесей, в том числе с добавкой водорода.

Получена линейная зависимость ионного тока от произведения массовой доли углерода и скорости распространения пламени для обоих видов используемых топлив. Следовательно, при сравнительной оценке процессов, происходящих в зоне горения углеводородного топлива, по ионному току наиболее адекватным параметром может быть произведение скорости распространения пламени на массовую долю углерода в ТВС.

### Выводы

Результаты экспериментальных исследований показали, что добавка водорода в ТВС оказывает одинаковое влияние на скорость распространения пламени и несколько отличное на изменение ионного тока.

1. Добавка водорода значительно увеличивает скорость распространения фронта пламени в первой и основной фазах сгорания метановоздушной и бензовоздушной смесей на разных скоростных режимах.

2. Вне зависимости от скоростного режима и вида топлива характер изменения ионного тока отражает влияние состава ТВС на характеристики процесса сгорания.

3. Отсутствие зависимости ионного тока от количества добавляемого водорода, превышающего 5%, в метановоздушную смесь объясняется меньшей концентрацией в ТВС углерода, определяющего явление электропроводности пламени.

4. Для оценки скорости протекания реакций горения по ионному току в пламени для углеводородных топлив целесообразно использовать произведение массовой доли углерода на скорость распространения пламени.

Данная работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы ГК № 14.В37.21.0308.

**Библиографический список**

1. Annual Energy Outlook 2011 with projections to 2030 [Text] // Independent statistics & analysis, 2011. – P. 97.
2. Мищенко, А. И. Применение водорода для автомобильных двигателей [Текст] / А. И. Мищенко. – Киев: Наукова думка, 1984. – 143 с.
3. Русаков, М. М. Водород и токсичность ДВС [Текст] / М. М. Русаков, Л. Н. Бортников, В. Н. Пелипенко // Международный научный семинар «Водородные технологии 21 века». – СПб, 1997. – С. 247-249.
4. Смоленский, В. В. Особенности процесса сгорания в бензиновых двигателях при добавке водорода в топливно-воздушную смесь [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.04.02 / В. В. Смоленский. – Тольятти: ТГУ, 2007. – 20 с.
5. Абрамчук, Ф. И. Влияние добавки водорода к природному газу на свойства смесового топлива [Текст] / Ф. И. Абрамчук, А. Н. Кабанов, Г. В. Майстренко // Автомобильный транспорт. – 2009. – № 24. – С. 45-49.
6. Коломиец, П. В. Влияние скорости распространения пламени на выделения оксидов азота при добавке водорода в бензиновые двигатели [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.04.02 / П. В. Коломиец. – Тольятти: ТГУ, 2007. – 19 с.
7. Брызгалов, А. А. Добавка водорода в метановоздушную смесь газового двигателя [Текст] / А. А. Брызгалов, А. П. Шайкин // Международный научный симпозиум «Автотракторостроение – 2009». – М.: МГТУ, 2009. – С. 25-33.
8. Ивашин, П. В. Зависимость концентрации несгоревших углеводородов в отработавших газах бензиновых ДВС от скорости распространения пламени и ионного тока [Текст]: автореф. дис. ... канд. тех. наук: 05.04.02 / П. В. Ивашин. – Тольятти: ТГУ, 2004. – 23 с.
9. Влияние добавок водорода на экономические и экологические показатели газового двигателя Камаз-820.53-260 [Текст] / Н. А. Гатаулин, Ю. Ф. Гортышов, В. М. Гуреев [и др.] // Водородная энергетика. – 2007. – С. 136-138.
10. Быков, Г. А. Детонационные ограничения при использовании альтернативных топлив в двигателях с искровым зажиганием [Текст] / Г. А. Быков // Эко-технологии и ресурсосбережение. – 1995. – № 3. – С. 3-9.
11. Karner, D. High-percentage hydrogen/CNG blend Ford F-150 operating summary [Text] / D. Karner, J. Francfort // Technical report, 2003. – 9 p.
12. Deltoro, A. Development and demonstration of hydrogen and compressed natural gas (H/CNG) blend transit buses [Text] / A. Deltoro, M. Frailey, F. Lynch // Technical report, 2005. – 30 p.
13. Бортников, Л. Н. Определение соотношения бензин-водород для обеспечения устойчивой работы поршневого ДВС на бедных смесях [Текст] / Л. Н. Бортников // Вестн. СГАУ. – 2000. – С. 97-101.
14. Мисбахов, Р. Ш. Влияние добавок водорода на технико-экономические и экологические показатели газовых и дизельных двигателей [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.04.02 / Р. Ш. Мисбахов. – Казань: КНИТУ-КАИ, 2010. – 20 с.
15. Одноцилиндровая универсальная установка УИТ-85 для определения октановых чисел топлив [Текст] / Техническое описание и инструкция по эксплуатации. – 169 с.
16. Соколик, А. С. Самовоспламенение, пламя и детонация в газах [Текст] / А. С. Соколик. – М.: АН СССР, 1960. – 430 с.
17. Степанов, Е.М. Ионизация в пламени и электрическом поле [Текст] / Е. М. Степанов, Б. Г. Дьячков. – М.: Металлургия, 1968. – 312 с.

## FLAME PROPAGATION VELOCITY AND IONIZATION IN BURNING GASOLINE AND METHANE WITH ADDITION OF HYDROGEN

© 2013 A. P. Shaykin, P. V. Ivashin, I. R. Galiev

Togliatti State University

The paper is devoted to the effect of adding hydrogen to CNG and gasoline on the electrical conductivity and the speed of the flame front. It is shown that the ion current in the CNG is determined by the mass fraction of carbon and the speed of the flame front propagation.

*Internal combustion engine, velocity, distribution, flame, probe, ion current, mass fraction of carbon.*

### Информация об авторах

**Шайкин Александр Петрович**, доктор технических наук, профессор кафедры «Энергетические машины и системы управления», Тольяттинский государственный университет. E-mail: [td@tltsu.ru](mailto:td@tltsu.ru). Область научных интересов: процессы горения, рабочие процессы тепловых машин.

**Ивашин Павел Валентинович**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Энергетические машины и системы управления», Тольяттинский государственный университет. E-mail: [ivashinpv@rambler.ru](mailto:ivashinpv@rambler.ru). Область научных интересов: процессы горения, рабочие процессы тепловых машин.

**Галиев Ильдар Ринатович**, аспирант, Тольяттинский государственный университет. E-mail: [sbs777@yandex.ru](mailto:sbs777@yandex.ru). Область научных интересов: процессы горения, рабочие процессы тепловых машин.

**Shaikin Alexander Petrovich**, doctor of technical science, professor of the department of power machines and control systems, Togliatti State University. E-mail: [td@tltsu.ru](mailto:td@tltsu.ru). Area of research: combustion processes, working processes of heat engines.

**Ivashin Pavel Valentinovich**, candidate of technical science, associate professor of the department of power machines and control systems, Togliatti State University. E-mail: [ivashinpv@rambler.ru](mailto:ivashinpv@rambler.ru). Area of research: combustion processes, working processes of heat engines.

**Galiev Ildar Rinatovich**, postgraduate student, Togliatti State University. E-mail: [sbs777@yandex.ru](mailto:sbs777@yandex.ru). Area of research: combustion processes, working processes of heat engines.

УДК 621.317

## ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ЁМКОСТИ ДАТЧИКА В УНИФИЦИРОВАННЫЕ СИГНАЛЫ СО СТРУКТУРНОЙ И ВРЕМЕННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТЬЮ

© 2013 П. И. Артамонов

Пензенская государственная технологическая академия

Рассмотрен принцип построения и реализации преобразователей ёмкости датчиков в унифицированные сигналы, ориентированных на использование в промышленных информационно-управляющих системах.

*Датчик, измерительное устройство, ёмкость, избыточность, принцип двухканальности.*

Для решения актуальной задачи измерения параметров пассивных двухполюсных электрических цепей, к которым, в частности, приводятся эквивалентные схемы параметрических датчиков, разработаны и продолжают создаваться различные измерительные устройства и системы, зачастую достаточно сложные [1].

В то же время многие возникающие в данной области измерительной техники проблемы могут быть решены структурно и алгоритмически достаточно просто и эффективно с использованием одного из перспективных направлений совершенствования характеристик измерительных приборов – введения избыточности [2]. Создание в измерительном преобразователе разделённых пространственно или во времени дополнительных каналов передачи (преобразования) сигнала, несущего информацию о параметрах эквивалентной схемы датчика, позволяет значительно упростить функции преобразования, исключить из них ряд параметров, обусловленных действием влияющих факторов, и обеспечить отдельный отсчёт по каждому из искомым параметрам эквивалентной схемы датчика.

Формально введение избыточности приводит к формированию дополнительных уравнений так называемого промежуточного преобразования электрических информационных сигналов. Решения этих уравнений, включающих также параметры схемы преобразователя и влияющих

факторов среды, соответственно имеют статус промежуточных величин, которые, в свою очередь, в общем случае подвергаются последующей обработке по специальным алгоритмам с целью получения искомым результатов измерения, в том числе – за счёт программных ресурсов. В случае же измерения параметров относительно простых двух-, трёхэлементных электрических цепей (что в подавляющем большинстве случаев и приходится осуществлять на практике) можно достичь целей измерения простыми аппаратными средствами.

Примером реализации структурной избыточности с пространственным разделением каналов может служить преобразователь [3], предназначенный для работы с ёмкостным датчиком (например, малых перемещений). Датчик представлен схемой замещения в виде параллельной  $RC$  – цепи. Схема преобразователя приведена на рис. 1. Схема включает в себя ёмкостной датчик с параметрами  $R$  и  $C$ , включённый на инвертирующий вход операционного усилителя (ОУ) с опорным конденсатором  $C_0$  в цепи отрицательной обратной связи, а также два устройства сравнения УС1 и УС2, выполненные как дифференциальные усилители-ограничители. Определяющей особенностью схемы преобразователя является формирование опорного напряжения измерительной схемы на ОУ и двух уровней сравнения для УС1 и УС2 из одного ис-

точника – выходного напряжения УС1  $U$  с помощью резистивного делителя напряжения ДН с коэффициентами деления  $k$ ,  $km$  и  $kn$ . Анализируя работу схемы для момента срабатывания УС1, можно записать

$$knU \left( 1 + \frac{C_x}{C_0} + \frac{T}{2C_0R} \right) = kU. \quad (1)$$

Здесь  $C_x = C \pm \Delta C$ , где  $\Delta C$  – изменение ёмкости датчика относительно начального значения  $C$ .

В течение каждого полупериода существующих в схеме автоколебаний в момент равенства напряжений на входах УС2 его выходной сигнал также меняет знак. Формируемый триггерным узлом ТГУ импульс, длительность которого равна интервалу времени  $\Delta T$  между срабатываниями УС2 и УС1 (рис.2), определяется из очевидного соотношения:

$$kmU + knU \frac{\Delta T}{C_0R} = kU. \quad (2)$$

Выразив из (1)  $T/2$ , а из (2)  $\Delta T$ , получим отношение  $T/2\Delta T$  в виде

$$\frac{T}{2\Delta T} = \frac{1}{1-m} \left[ (1-n) - \frac{nC_x}{C_0} \right]. \quad (3)$$

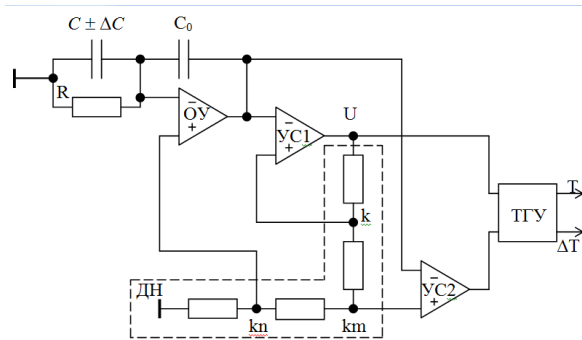


Рис. 1. Схема преобразователя

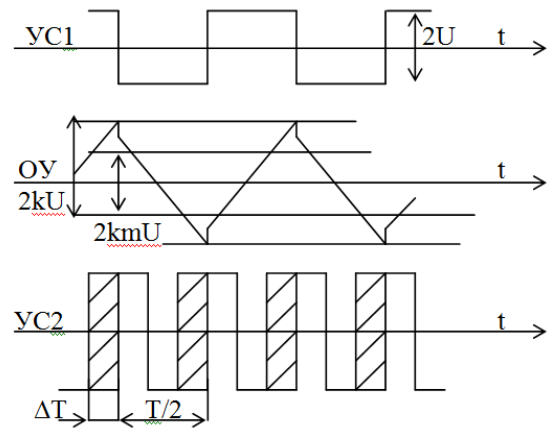


Рис. 2. Временные диаграммы работы преобразователя

Обеспечив равенство  $C_0 = C$ , уравнение измерения можно записать в виде

$$\frac{T}{2\Delta T} = a_1 \left( a_2 \pm a_3 \frac{\Delta C}{C} \right), \quad (4)$$

где  $a_1, a_2, a_3$  – постоянные коэффициенты, стабильность которых может быть легко обеспечена.

Вместе с тем, для определения  $\Delta C$  необходимо осуществить операцию деления  $T/2\Delta T$ . Обойти эту трудность можно, организовав в схеме временную избыточность.

Рассмотрим схему преобразователя электрической ёмкости, представляющую собой модификацию преобразователя [3] и реализующую идею введения временной избыточности (временного разделения каналов). Устройство (рис. 3) содержит ёмкостной датчик, также представляемый параллельной RC-цепью; операционный усилитель ОУ с опорным конденсатором  $C_0$  в цепи отрицательной обратной связи; устройство сравнения УС, выполненное как дифференциальный усилитель-ограничитель, охваченный положительной обратной связью через резистивный делитель  $R1-R2-R3$ . Один из резисторов делителя  $R2$  выполнен управляемым. Управление осуществляется по сигналу от узла управления (УУ). В целом преобра-

зователь представляет собой релаксационный генератор. При выполнении определённых соотношений между параметрами схемы, которые будут приведены ниже, на выходе УС существуют прямоугольные импульсы типа «меандр» некоторой частоты.

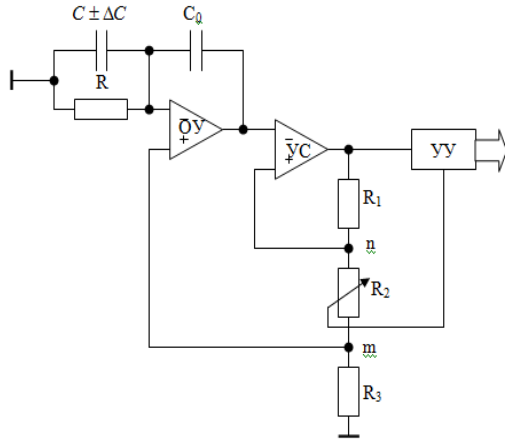


Рис. 3. Схема преобразователя с временным разделением каналов

Переключение полярности выходного напряжения УС и, соответственно, повторение процессов с учётом перемены знаков напряжений и токов происходит в момент равенства сигналов на входе УС. При этом период следования импульсов, снимаемых с выхода УС, определяется из соотношения

$$n \left( 1 + \frac{C}{C_0} + \frac{t}{C_0 R} \right) = m, \quad (5)$$

где коэффициенты  $n$  и  $m$  определяются соотношениями сопротивлений резисторов делителя:

$$n = \frac{R_3}{R_1 + R_2 + R_3}; \quad m = \frac{R_3 + R_3}{R_1 + R_2 + R_3}. \quad (6)$$

Преобразовав выражение (5) с учётом соотношений (6), получим выражение для периода прямоугольных импульсов на выходе УС:

$$T = 4C_0 R \left[ k - \left( 1 + \frac{C}{C_0} \right) \right]. \quad (7)$$

Отсюда

$$k = \frac{n}{m} = \frac{R_2 + R_3}{R_3}. \quad (8)$$

Из (7) и (8) следует, что условием существования автоколебаний в схеме преобразователя является обеспечение неравенства  $k > 1 + \frac{C}{C_0}$ . Это условие сводится к выполнению соотношения  $\frac{R_2}{R_3} > \frac{C}{C_0}$  и легко реализуется. Важно, что даже при  $C = 0$  автоколебания существуют, т.е. имеет место «нулевой» сигнал с периодом  $T_0 = 4(k - 1)C_0 R$ .

Примем, что некоторое значение  $C$  есть начальное значение ёмкости датчика, которое соответствует «нулевому» (или принятому за нулевое) начальному значению измеряемой с помощью датчика физической величины. Соответствующее значению  $C$  значение периода  $T$  автоколебаний фиксируется в узле управления УУ, построенном с использованием стандартных цифровых элементов. Пусть ёмкость датчика  $C$  вследствие изменения его входной величины получила некоторое приращение  $\pm \Delta C$  так, что установилось значение  $C_x = C \pm \Delta C$ . При прочих неизменных (в течение такта преобразования) параметрах датчика и преобразователя период колебаний электрических сигналов в схеме также изменится до некоторого значения  $T'$ , что будет зафиксировано узлом управления в виде неравенства кодов, соответствующих ненулевой разности  $T - T'$ . На выходе узла управления появится сигнал на изменение значения  $R_2$  и, соответственно, периода колебаний в схеме. Изменение продолжится до тех пор, пока текущее значение периода не станет равным ранее запомненному значению  $T$ . Это условие осуществится при

некотором значении  $R'_2 = R_2 \pm \Delta R_2$ , т.е.  $k' = \frac{R'_2}{R_3} + 1$  согласно (8). С учётом (7) получим, что в момент равенства периодов

$$\frac{\pm \Delta C}{C_0} = \frac{\pm \Delta R_2}{R_3}, \quad (9)$$

$$\pm \Delta C = \pm R_2 \frac{C_0}{R_3}. \quad (10)$$

Таким образом, приращение  $\Delta C$  ёмкости датчика преобразуется в цифровой код, соответствующий пропорциональному изменению сопротивления резистора  $\Delta R_2$ . В (10) входит минимум параметров схемы преобразователя и датчика, что существенно снижает требования к стабильности ряда их параметров. Важным достоинством измерительного преобразователя является то, что его работа происходит, в сущности, на одной частоте, которая может быть выбрана так, чтобы максимально снизить требования к используемым операционным усилителям. Помехоустойчивость схемы существенно улучшается заземлением датчика и резистора  $R_3$ . Для температурной компенсации в качестве  $C_0$  может быть использован ненагруженный ёмкостной датчик, аналогичный рабочему. Для управления процессом отслеживания и фиксации момента отсчёта изменения ёмкости датчика в узле управления используется сравнение числоимпульсных кодов, что может быть выполнено достаточно точно простыми средствами. Это выгодно отличает описанный преобразователь от других реше-

ний в рамках использования временного разделения каналов, одно из которых рассмотрено, например, в [4] и предусматривает необходимость запоминания и последующего сравнения аналоговых сигналов.

Рассмотренные преобразователи применяются в системе контроля параметров энергетических объектов, разработанной в ОАО «Электромеханика» (г. Пенза).

### Библиографический список

1. Светлов, А.В. Аппаратно-программный комплекс для измерения параметров электрических цепей [Текст]/ А.В. Светлов, И.В. Ушенина // Изв. вузов. Поволжский регион. Технические науки. – №1. – 2008. – С.81-89.
2. Свистунов, Б.Л. Классификация способов обеспечения инвариантности при измерении параметров электрических цепей [Текст]/ Б.Л. Свистунов // Датчики и системы. – №2 (45). – 2003. – С.14-17.
3. Свистунов, Б.Л. Преобразователь ёмкости в унифицированный сигнал [Текст] / Б.Л. Свистунов, И.Н. Фролов // Приборы и системы управления, №12, 1984. – С.85-89.
4. Ларкин, С.Е. Преобразователь информативного параметра датчика в частоту [Текст] / С.Е. Ларкин, В.П.Арбузов, Е.П. Осадчий // Датчики систем измерения, контроля и управления: межвуз. сб. науч. тр. – Вып. 13. – Пенза: Изд-во Пенз. гос. техн. ун-та, 1994. – С.26-28.

## CONVERTING SENSOR CAPACITY INTO STANDARDIZED SIGNALS WITH STRUCTURAL AND TIME REDUNDANCY

© 2013 P. I. Artamonov

Penza State Technological Academy



The principle of construction and implementation of devices converting sensor capacity into standardized signals intended for the use in industrial information control systems is discussed in the article.

*Sensor, measuring device, capacity, redundancy, dual-channel principle.*

### **Информация об авторе**

**Артамонов Павел Игоревич**, аспирант, Пензенская государственная технологическая академия. E-mail: [58rus@nm.ru](mailto:58rus@nm.ru). Область научных интересов: информационно-измерительные системы, измерение параметров электрических цепей и выходных величин параметрических датчиков.

**Artamonov Pavel Igorevich**, postgraduate student, Penza State Technological Academy. E-mail: [58rus@nm.ru](mailto:58rus@nm.ru). Area of research: information measuring systems, measurement of parameters of electric circuits and output values of parametrical sensors.

УДК 629.78

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

© 2013 Е. Ю. Барышев, Н. Д. Сёмкин, К. Е. Воронов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье приведена конструкция макета бортовой системы для регистрации объектов космического пространства. Представлены результаты измерения положения и вектора скорости объектов, полученные с помощью описанной установки.

*Пылевая частица, космический мусор, система регистрации, видеокамера, обработка изображения, вектор скорости объекта.*

Статья посвящена отработке лабораторного макета бортовой системы регистрации пылевых частиц космического пространства, объектов космического мусора, метеоритов и параметров их движения [1]. Система состоит из трёх видеокамер, установленных на базовом расстоянии друг от друга таким образом, что одноимённые строки видеокамер расположены вдоль одной линии [2]. Принцип работы системы основан на стереоскопическом эффекте. Для снижения количества ошибок совмещения при большом количестве объектов применяется третья камера для лучшей идентификации объектов в видеоряде.

Экспериментальный стенд состоит из трёх камер и обеспечивает следующие регулировки камер:

- 1) поворот каждой камеры вокруг своей оптической оси;
- 2) поворот каждой камеры вокруг центра матрицы данной камеры в плоскости «база – оптическая ось»;
- 3) поворот каждой камеры вокруг центра матрицы данной камеры в плоскости «оптическая ось – перпендикуляр к базе».

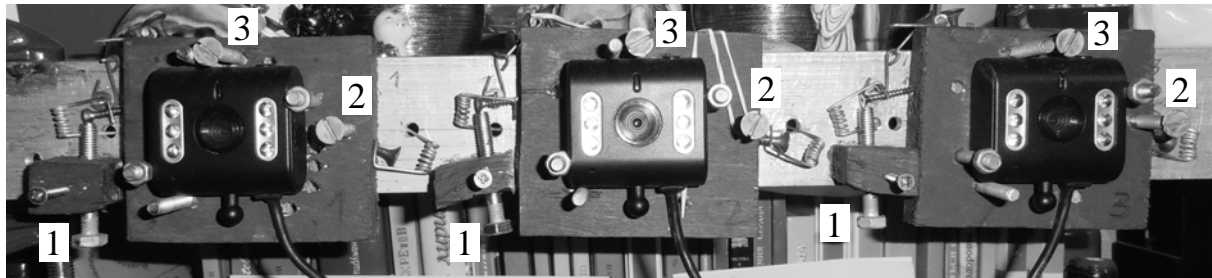
Изготовленный стенд (рис. 1) в качестве базовой поверхности использует

алюминиевый уголок, на котором на стальных опорных шариках диаметром 5 мм установлены платформы камер.

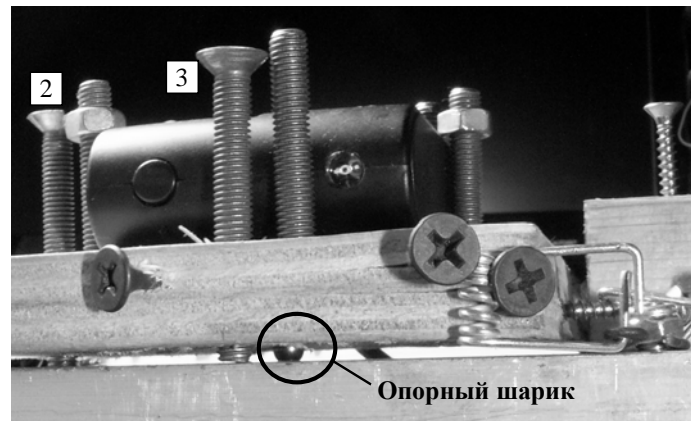
Отверстия для шариков в уголке выполнены на станке с ЧПУ, в платформах для шарика, регулировочных и крепёжных винтах – на сверлильном станке одновременно во всех платформах, сложенных в пакет. Камеры А4Tech РК-333Е устанавливаются на платформы враспор между крепёжными винтами (на фотографии без головок) и фиксируются гайками. Таким образом, базовое расстояние камер определяется точностью станка с ЧПУ, люфтами крепёжных винтов камер в платформах и точностью установки ПЗС-матрицы в корпусе камеры.

Для проведения настройки камер применяется мира, установленная на определённом расстоянии от камер параллельно базе системы, причём напротив каждой матрицы расположены метки.

Настройка камер производится с помощью регулировочных винтов, чем достигается параллельность плоскости изображения камер со строками и столбцами миры (винт 1), а винтами 2 и 3 центр изображения совмещается с соответствующей меткой миры.



а



б

Рис. 1. Фотография станда (цифрами отмечены регулировочные винты):  
а – вид платформы спереди, б – вид платформы сбоку

Необходимо отметить, что настройка системы предполагает точную установку миры относительно базовых поверхностей системы:

- параллельность базы системы с плоскостью миры, а также с её горизонтальными элементами;
- перпендикулярность горизонтальных и вертикальных элементов миры.

Параллельность миры с плоскостью изображений достигается регулировкой камер, что приводит к параллельности плоскостей матриц базе и друг другу.

Допуска на установку элементов следуют из расчёта разрешения по соот-

ветствующим координатам. Так, при дальности до миры 2 м допуск на параллельность базы и миры – 8 мм (половина от разрешения по оси OZ на расстоянии 2 м), перпендикулярности элементов миры – 0,86 мм (половина от разрешения в плоскости XOY), при дальности до миры 5 м – 52,4 мм и 2,14 мм соответственно. При увеличении расстояния увеличиваются и размеры миры в связи с необходимостью покрытия всего поля зрения камер. Эскизы миры и системы с мирой показаны на рис. 2 и рис. 3 соответственно. Различными линиями обозначены поля зрения камер, цифрами – номера камер.

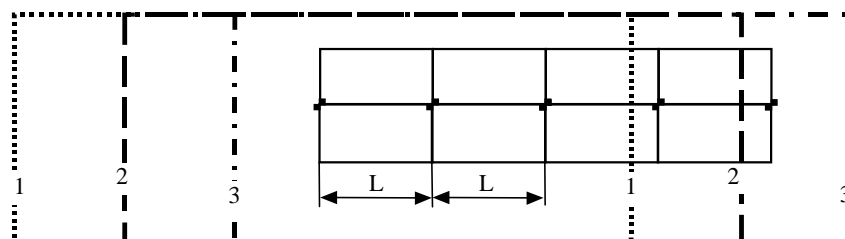


Рис. 2. Эскиз миры

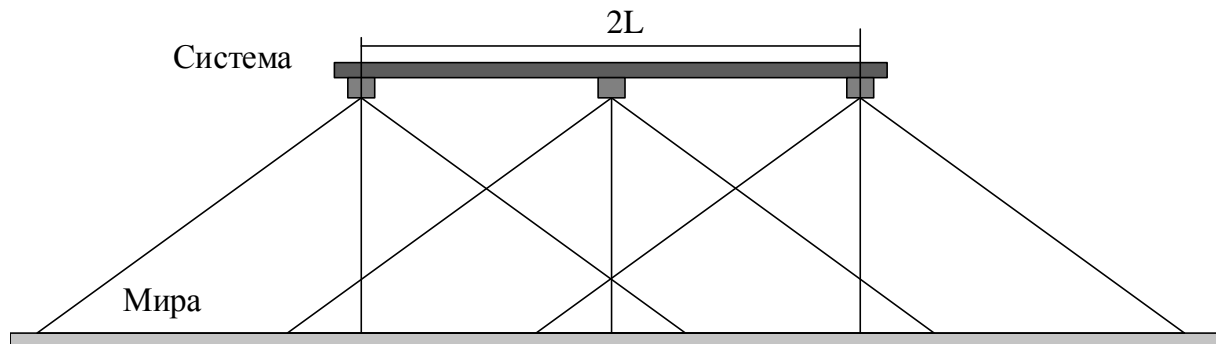


Рис. 3. Эскиз системы с мирой

При размере элемента ПЗС 6 мкм получаем размер элемента (наименьшего квадрата) миры исходя из проекции пикселя 2,33 мм и 5,83 мм. Для удобства использования размер квадрата можно увеличить до 5 раз (11,67 и 29,2 мм) и с учётом этого контролировать изображение квадрата в пяти пикселях.

Структурная схема стенда показана на рис. 4. Необходимо учитывать, что видеокамеры должны быть подключены к разным корневым концентраторам (то есть на персональном компьютере (ПК) должны быть доступны три корневых USB концентратора).

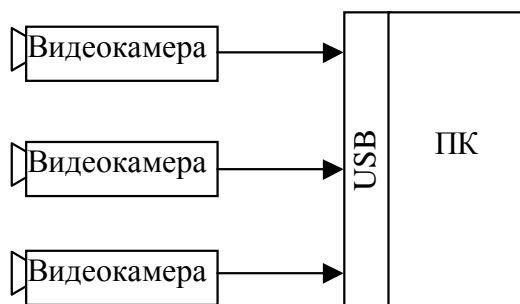


Рис. 4. Структурная схема стенда

Обработка данных, поступающих с камер, проводилась с помощью специально разработанного программного обеспечения (ПО) на языке С в среде Microsoft Visual C++ 2010 с применением библиотек OpenCV и VideoInput [3, 4].

Для проведения настройки стенда необходим попиксельный контроль изображения с целью установки камер точно в соответствии с изображением миры. Настройка положения камер производится в интерактивном режиме по увеличенному изображению центральных частей поля зрения (на рис. 5 показано слева в трёх окнах). На изображение наносятся технологические линии, позволяющие проводить настройку. Пересечением линий по центру обозначен физический центр изображения (точка с координатами 320, 240 пикселей), который выставляется по соответствующей фигуре миры, линии изображения – по линиям миры. На рис. 5 справа показан общий вид миры с камеры 2, а также настроечное окно, позволяющее просматривать всё изображение камер в увеличенном масштабе с помощью перемещения ползунков.

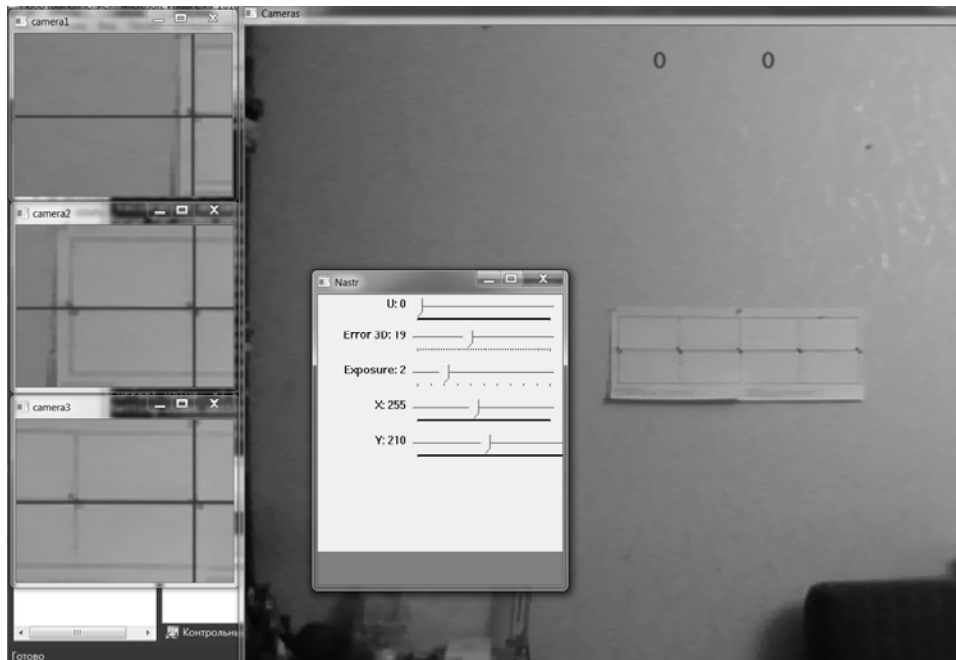


Рис. 5. Процесс настройки видеокамер

На изображениях видно, что качество картинки понижено сжатием. В связи с этим точная настройка довольно затруднительна, что необходимо учитывать в алгоритмах обработки.

Для проведения проверки работы системы в качестве объектов исследования использовалась светодиодная гирлянда. Гирлянда устанавливалась в поле зре-

ния камер на определённом расстоянии. Координаты лампочек замерялись относительно специально установленного устройства (рис. 6), ориентированного по изображению центральной камеры – правая грань вертикального элемента отображается в столбце 320, верхняя грань горизонтального элемента – в строке 240.



Рис. 6. Установка устройства для замера координат объектов

Изображения с камер представляют собой двумерные массивы данных, с которыми можно проводить операции. При этом данные изображения содержат много лишней информации (фон). Для исключения неинформативного фона необходимо провести вычитание последующего кадра изображения, полученного после включения гирлянды, из предыдущего. В резуль-

тате получаем разностное изображение (рис. 7).

На изображении, кроме следа от ламп, видно ещё и изображение провода и окружающих предметов, которые также изменили свою светимость при включении ламп. Эти изображения в данном случае являются помехой и могут быть отсеяны по уровню (рис. 8).

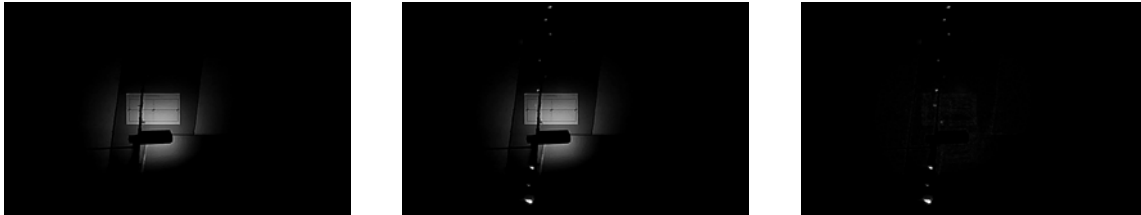


Рис. 7. Исходные изображения и их разность

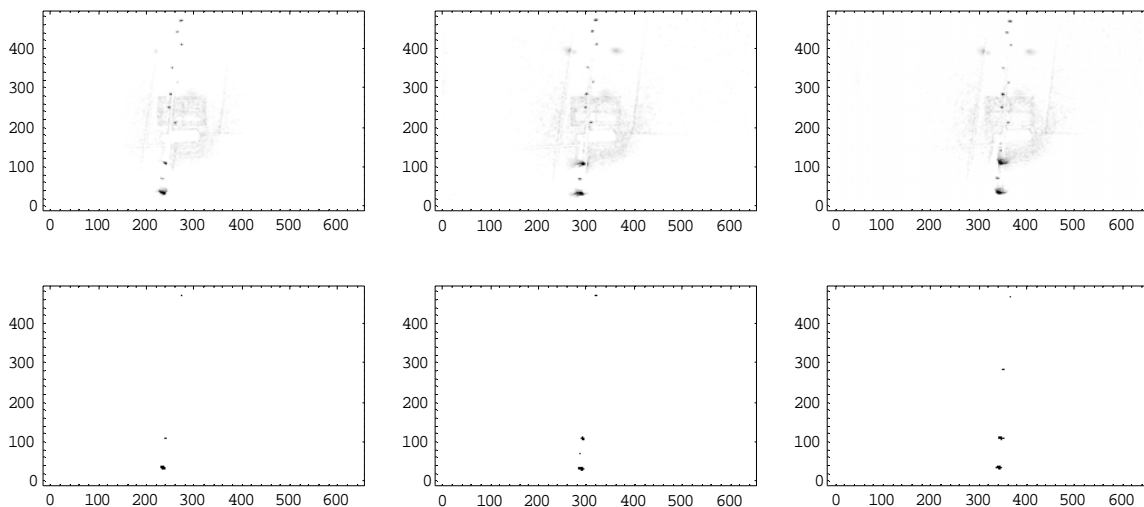


Рис. 8. Отсеивание шумовых элементов (показано в инверсном изображении)

Проведённые простые операции резко сократили объём информации для последующей обработки. В то же время изображения объектов всё ещё занимают несколько десятков пикселей и их совмещение в изображениях трёх камер представляет определённые трудности. Для выхода из данного положения применена процедура библиотеки OpenCV – cvFindContours. С помощью данной библиотеки были определены границы контуров объ-

ектов, центры данных контуров и радиусы описанных окружностей. Данная обработка дала возможность привязать объекты к определённому пикселю изображения и проводить совмещение изображений с камер на основе предлагаемой в [1] эпиполярной геометрии.

Были использованы видеокamеры и неподвижно висящая гирлянда с лампами на различном расстоянии от камер. Координаты лампочек приведены в табл. 1.

Таблица 1. Измеренные расчётные координаты объектов и ошибки измерения

№	X <sub>изм</sub> , см	X <sub>расч</sub> , см	ΔX, см	ΔX, %	Y <sub>изм</sub> , см	Y <sub>расч</sub> , см	ΔY, см	ΔY, %	Z <sub>изм</sub> , см	Z <sub>расч</sub> , см	ΔZ, см	ΔZ, %
1	-28,4	-29,1	0,7	-2,3	-19,5	-19,3	-0,2	1,0	101,8	107,0	-5,2	-5,1
2	-21,5	-21,1	-0,4	1,7	-16,8	-15,6	-1,2	7,3	95,6	95,2	0,4	0,4
3	-14,7	-14,2	-0,5	3,6	-14,1	-12,8	-1,3	9,2	91,1	87,8	3,3	3,6
4	-7,3	-6,8	-0,5	7,1	-10,0	-9,4	-0,6	5,8	85,1	80,6	4,5	5,3
5	-0,3	-0,3	0,0	-0,2	-6,7	-6,4	-0,3	5,1	80,1	76,3	3,8	4,7
6	6,7	6,7	0,0	0,1	-3,3	-3,6	0,2	-6,8	73,2	70,1	3,1	4,3
7	58,0	58,6	-0,6	-1,0	24,5	24,0	0,5	2,0	257,0	254,0	3,0	1,2



Рис. 9. Изображения для расчёта положения объектов

Отснятые изображения приведены на рис. 9.

Эти изображения были обработаны следующим образом: найдены разностные изображения с фоновыми, на полученных изображениях определены контуры объектов, радиусы описанных окружностей, а также их центры. На рис. 10 линиями и окружностями обозначены обнаруженные объекты.

В верхней части рис. 10 приведено два числа – количество объектов в изображении камеры 2 и количество найденных трёхмерных объектов. Разница объясняется сдвигом поля зрения камер, что приводит к отсутствию в изображении камеры 1 объектов, видимых камерой 3, и наоборот.

В связи с этим для расчёта трёхмерных координат отбираются только объекты, видимые всеми тремя камерами.

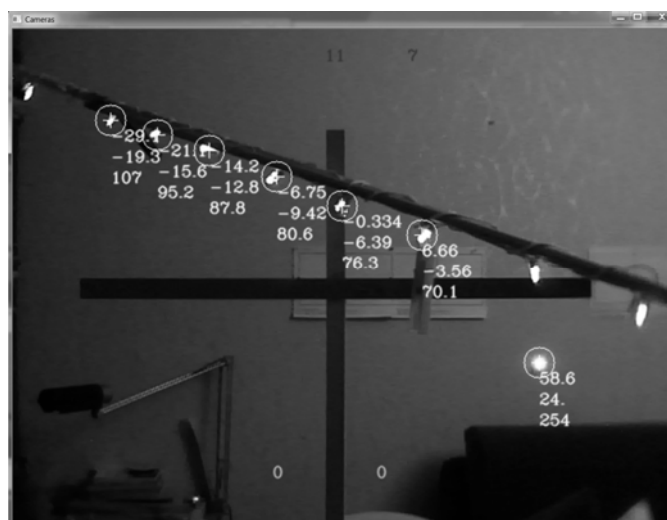


Рис. 10. Изображения со второй камеры с рассчитанными координатами объектов

Работа проводилась на компьютере с четырёхъядерным процессором Intel i7 частотой 3,2 МГц и ОЗУ 2,8 ГБ. При этом наблюдались явные «зависания» при обработке изображений с падением частоты кадров до 1 в секунду от исходных 30 кадров.

В результате расчёта получены следующие координаты объектов (табл. 1).

Следующим этапом эксперимента является проверка работы системы с движущимися объектами и определение их скорости. В связи с низким быстродействием имеющегося оборудования работа

была разделена на два этапа: запись видео с камер в реальном времени (30 кадров в секунду) с регистрацией времени съёмки и обработка полученного видео. Был снят видеофрагмент с падающей гирляндой, которая подтормаживалась подвесом таким образом, что скорость падения была равномерной (примерно 0,3 м/с для наиболее быстропадающей лампочки). При обработке результатов использовалось допущение о прямолинейности движения объектов. На рис. 11 показаны изображения объектов, полученные с камер, а на рис. 12 – их траектории.

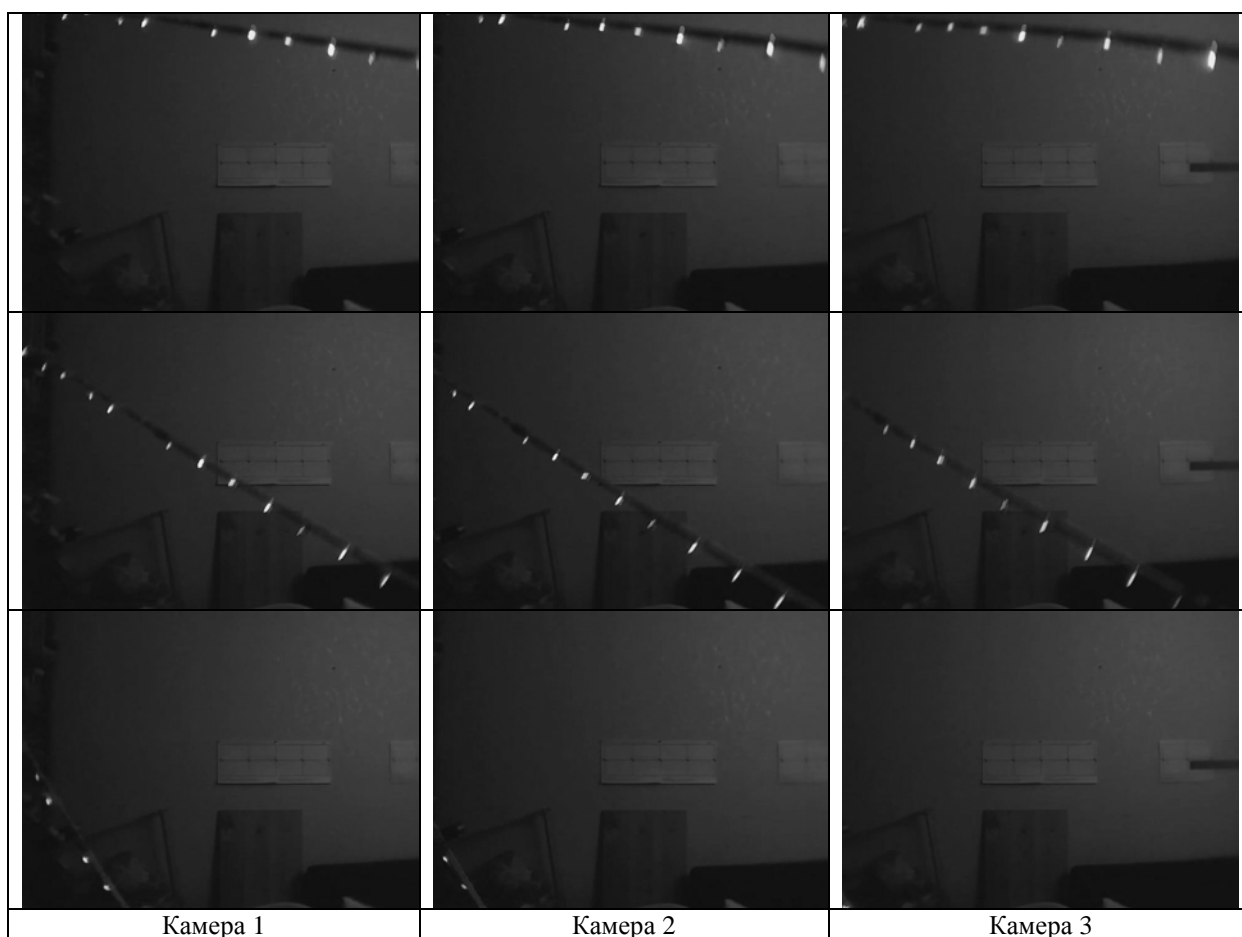


Рис. 11. Первый, средний и последний кадры видеофрагмента



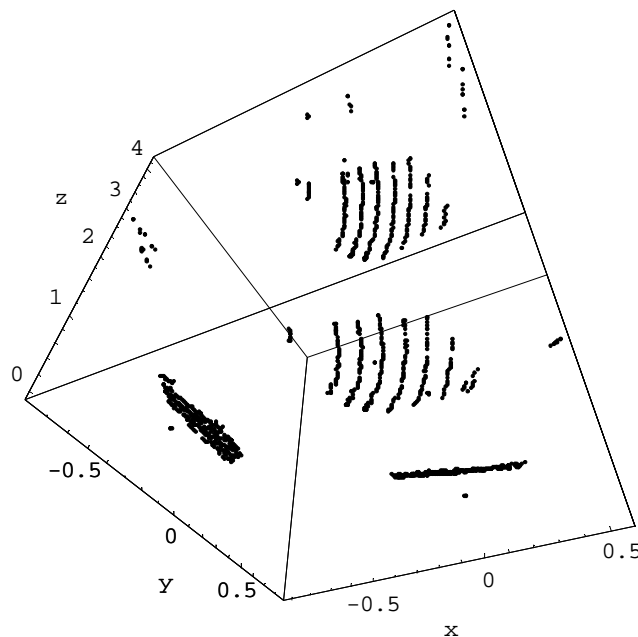


Рис. 12. Трек всех объектов, зарегистрированных системой  
(на дальних стенках показаны проекции трека на координатные плоскости)

Для обработки выбирается определённая временная последовательность кадров:

1) в кадрах 1 и 2, а также 2 и 3 производится поиск объектов, наиболее близких по положению в пространстве по отношению к предыдущему кадру;

2) объединением пар кадров вычисляется скорость движения объекта, по прогнозу положения производится поиск объекта в 5-м кадре, а затем в 9-м кадре – по критерию, ближайшему к прогнозируемому;

3) производится удаление найденных объектов из исходных массивов;

4) производится поиск ближайших объектов в парах кадров 1 и 3, 3 и 5, поиск по прогнозу скорости в 9-м кадре, то есть регистрируются менее скоростные объекты, которым необходимо большее время для смещения;

5) затем в кадрах 11 и 12 идёт поиск ближайших объектов и по ранее набранному данным в данной паре кадров производится поиск объектов с наименьшим отклонением по прогнозу положения и направления вектора скорости;

6) работа по п.5 продолжается с парами кадров 21 и 22, 41 и 42, 81 и 82 и так далее до ухода объекта за пределы зоны видимости. При этом постоянно уточняется вектор скорости и трек объекта.

Данные алгоритмы отслеживания объектов существенно снижают требования к вычислительной мощности на данном этапе, позволяя обрабатывать не весь объём видеoinформации, а лишь отдельные кадры.

Как показано на рис. 13, системой длительно сопровождалось пять объектов, сведения о которых приведены в табл.2. При этом исходный трек объекта не полностью сопровожждён, что может быть исправлено подбором последовательности обрабатываемых кадров (в данном случае очередные кадры находились за пределами видеофрагмента). С другой стороны, при ограничении задачи регистрации объекта только замером его вектора скорости данная работа может быть излишней – и без этого видна довольно хорошая сходимость результатов вычислений модуля скорости с исходными данными.

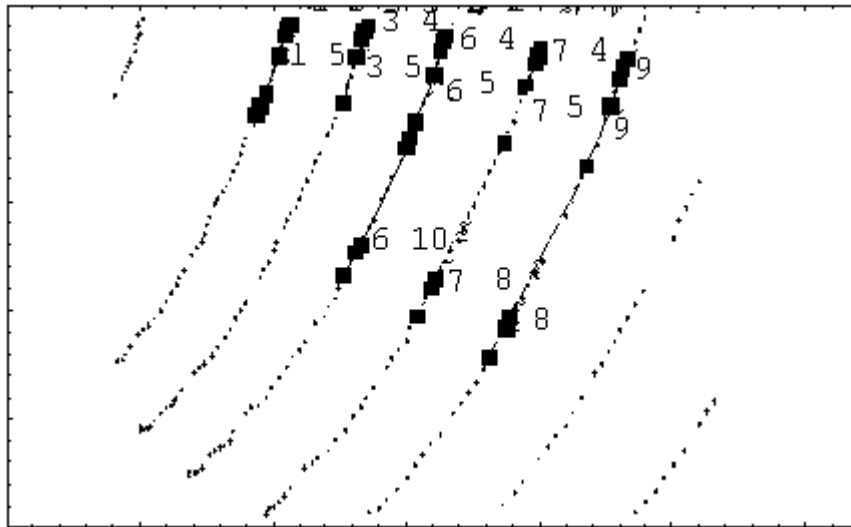


Рис. 13. Найденные системой треки объектов (обозначены квадратами с указанием номера объекта) на фоне общей картины треков

Таблица 2. Вычисленные значения модулей векторов скоростей объектов

N	Tнач, с	Tкон, с	V , м/с
9	0,14	1,029	0,38
7	0,14	1,029	0,34
6	0,14	1,029	0,33
3	0,14	0,452	0,29
1	0,14	0,576	0,26

Из рис. 13 также видно, что алгоритм не учитывает появление новых объектов, которые входят в поле зрения системы после начального набора данных.

Таким образом, проведённый эксперимент наглядно показывает работоспособность системы. Полученные при обработке результатов погрешности объясняются неточностью измерения координат в связи с большим размером объекта (светодиод) и, кроме того, по оси OZ дополнительно влияет методическая погрешность [5]. При этом явно видно, что быстроедействие современного компьютера существенно недостаточно для проведения измерений в реальном времени. Необходимо перенос определённых алгоритмов на аппаратный уровень.

### Библиографический список

1. Семкин, Н.Д. Оптическая система сбора информации о пылевой компоненте космического аппарата и объектах космического мусора [Текст] / Н.Д. Семкин, Е.Ю. Барышев, А.М. Телегин // Прикладная физика. – 2010. – №1. – С. 94-100.
2. Пат. 58695 U1 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup>G01C3/00. Детектор пылевых частиц [Текст] / Н.Д. Семкин, Е.Ю. Барышев; заявитель и патентообладатель Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). – № 2006120935/22; заявл. 13.06.2006; опубл. 27.1.2006, Бюл. № 26. – 2с.
3. Справочник по языку программирования C, <http://opencv.willowgarage.com/wiki>.
4. Сайт разработчиков робототехники, <http://robocraft.ru/page/opencv>.
5. Семкин, Н.Д. Бортовая оптическая система сбора информации об объектах космического мусора [Текст] / Н.Д. Семкин, Е.Ю. Барышев, А.М. Телегин // Аэрокосмическое приборостроение. – 2009. – №7. – С. 11-17.

## EXPERIMENTAL SIMULATION OF REGISTRATION OF OUTER SPACE OBJECTS

© 2013 Ye. Yu. Baryshev, N. D. Syomkin, K. Ye. Voronov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The article describes a mockup onboard system for the registration of outer space objects. The results of measuring the position and velocity vector of the objects obtained by the described installation are presented.

*Dust particle, space debris, registration system, video camera, image processing, velocity vector of the object.*

### Информация об авторах

**Барышев Евгений Юрьевич**, ведущий инженер института космического приборостроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [klop04@rambler.ru](mailto:klop04@rambler.ru). Область научных интересов: космическое приборостроение.

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: высокоскоростной удар, масс-спектрометрия, космическое приборостроение.

**Воронов Константин Евгеньевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [voronov@ssau.ru](mailto:voronov@ssau.ru). Область научных интересов: системы управления движением, физика высокоскоростного удара, космические исследования.

**Baryshev Yevgeny Yuryevich**, leading engineer of the institute of space device engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [klop04@rambler.ru](mailto:klop04@rambler.ru). Area of research: space device engineering.

**Syomkin Nikolay Danilovich**, doctor of technical science, professor, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Voronov Konstantin Yevgenyevich**, candidate of technical science, associate professor, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [voronov@ssau.ru](mailto:voronov@ssau.ru). Area of research: motion control systems, physics of high-velocity impact, space research.

УДК 621.389

## МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ЛУННОЙ ПЫЛИ И МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ПОТОКОВ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ ПЫЛИ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ

© 2013 Н. Д. Сёмкин, А. С. Видманов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика  
С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье приведены основные физические параметры лунной пыли, рассмотрены модели движения пыли над поверхностью Луны под действием факторов космической среды, дан обзор методов получения потоков пыли в лабораторных условиях.

*Луна, лунный реголит, левитация пыли, ускоритель, инжектор заряженных частиц.*

### Введение

Малая сила тяжести (ускорение свободного падения) на Луне составляет  $g=1,62 \text{ м/с}^2$  и практически полное отсутствие механизмов постоянной подпитки газовой оболочки Луны делает спутник Земли типичным безатмосферным телом. Суммарная плотность газовых частиц в лунной атмосфере в дневное время составляет менее  $10^4$  молекул/см<sup>3</sup>. Из-за отсутствия атмосферы лунная поверхность, в отличие от Земли, подвержена сильному воздействию солнечного ветра, космического излучения, ультрафиолетового излучения и других факторов космической среды. Подобные условия способствуют возникновению потоков заряженных пылевых частиц. К тому же деятельность человека или автоматических станций на лунной поверхности (посадка аппаратов, передвижение по поверхности) может привести к локальному подъёму частиц реголита. Заряженные частицы в условиях Луны обладают повышенными адгезионными способностями, что вносит свои ограничения в использование космических систем на её поверхности [1]. Предполагается, что эффективность адгезии лунной пыли к любой поверхности космических аппаратов зависит от угла падения солнечного света и времени лунного

дня. В ночное время эффективность адгезии лунной пыли снижается. В первую очередь, адгезия лунной пыли может ухудшить работу солнечных батарей, радиаторов системы терморегулирования и оптического оборудования лунных объектов. Механизмы вращения аппаратов будут подвергаться абразивному воздействию пыли. Электростатическая адгезия лунной пыли является серьёзной технологической и экологической проблемой для будущих лунных экспедиций. К тому же скорости движения некоторых частиц достигают 1 км/с, что приводит к возможности повреждения элементов систем при высокоскоростном ударе.

Ещё одним фактором, способным повлиять на работоспособность оборудования долговременных лунных миссий, является метеорный поток. При практическом отсутствии газовой оболочки Луны даже самые малые метеороидные частицы достигают её поверхности, вызывая интенсивную эрозию поверхностных слоёв. Средняя скорость падения на лунную поверхность частиц составляет 10 км/с [2]. Согласно оценкам разных авторов, общий поток падающих на Луну твёрдых тел составляет около  $4 \times 10^{-16} \text{ г} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$  при учёте как микрометеороидов, так и крупных объектов [3].

Поэтому для прогнозирования поведения аппаратуры в условиях лунной экзосферы необходимо проводить лабораторные эксперименты по влиянию лунной пыли на материалы и сами аппараты.

### Состав и свойства лунного реголита

Основным источником взвешенной заряженной пыли на Луне служит реголит, покрывающий всю поверхность со слоем от нескольких сантиметров до нескольких метров в районах лунных морей. Плотность материала реголита находится в диапазоне от 1,3 до 3,1 г/см<sup>2</sup>. Химический состав реголита показан в табл. 1.

О дисперсном составе поверхностного слоя Луны можно судить по результатам, полученным при исследовании образцов, доставленных на Землю в результате миссий «Apollo» [4]. Гистограммы распределения частиц по размерам показаны на рис. 1.

Средний размер пыли – около 70 мкм, однако имеется фракция с размерами

ниже 1-3 мкм. Часть лунной пыли может иметь поверхности с низкой степенью окисления, обладающие высокой концентрацией свободных радикалов, что резко повышает их адгезию и токсичность в закрытых обитаемых лунных объектах.

Таблица 1. Химический состав реголита

Оксиды	Процентное соотношение, %
SiO <sub>2</sub>	46,67
TiO <sub>2</sub>	1,71
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	15,79
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	12,5
FeO	8,17
MnO	0,19
MgO	9,39
CaO	9,9
Na <sub>2</sub> O	2,83
K <sub>2</sub> O	0,78
P <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	0,71
LOI	0,01

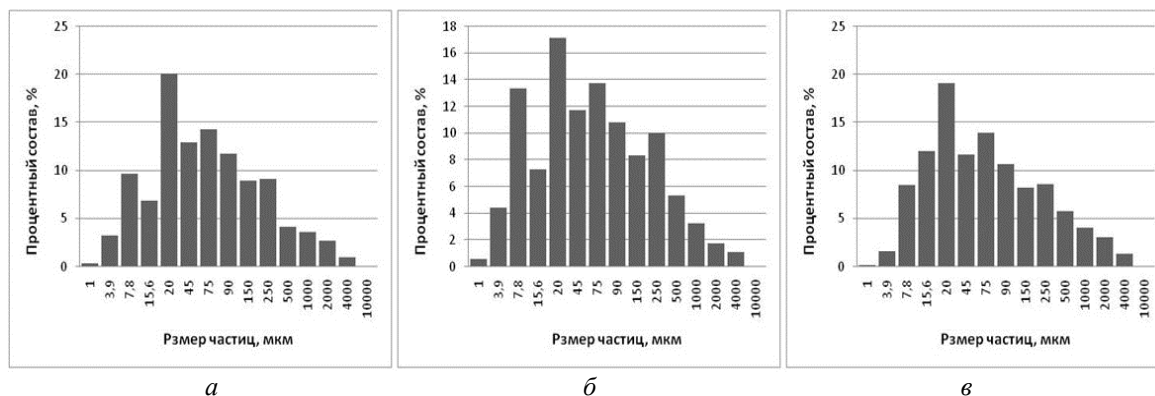


Рис. 1. Дисперсный состав реголита:  
а – образец № 72440; б – образец №72460; в – образец №72500

### Модели левитации частиц над поверхностью Луны

Данных о концентрации пыли над лунной поверхностью практически нет. Параметры распределения частиц по высотам, размерам, скоростям находятся из математических моделей, построенных с использованием известных параметров потоков электронов и ионов солнечного

ветра и распределения фотоэлектронов в приповерхностном слое.

С помощью измерений автоматических станций и аппаратуры миссий «Apollo» получены сведения о потенциале лунной поверхности («Lunar Prospector»), о параметрах солнечной плазмы, об интенсивности потоков микрочастиц на поверхности (LEAM эксперимент миссии «Apollo 17»). Данные о величине электро-

статического поля лунной поверхности были получены с помощью электронного рефлектометра, установленного на «Lunar Prospector». Потенциал поверхности в тени составляет примерно 100 В, при нахождении Луны в магнитном хвосте Земли потенциал увеличивается и составляет от -200 до -1 кВ. Максимальный зафиксированный потенциал ночной стороны лунной поверхности составил -4 кВ. Измерение потенциала освещённой стороны Луны электронным рефлектометром

затруднено из-за наличия большого числа фотоэлектронов, полученные значения потенциала составляют 5-10 В [5].

В ходе миссии «Apollo 17» на поверхности Луны устанавливался прибор, позволяющий фиксировать микрочастицы. Данные, полученные в ходе LEAM эксперимента, показаны на рис. 2. Как видно из графика, интенсивность потока частиц зависит от времени суток, ярко выраженные максимумы зафиксированы в моменты захода и восхода Солнца [6].

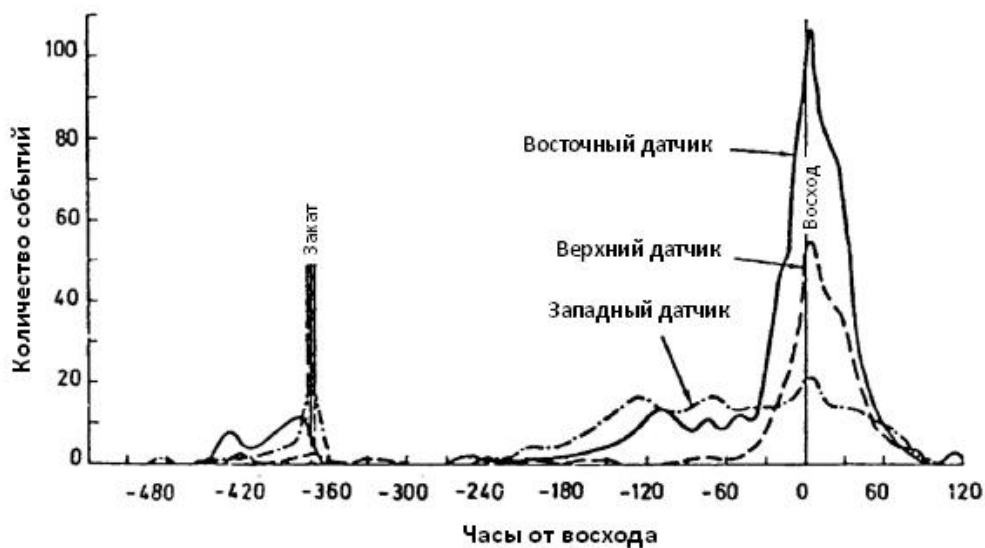


Рис. 2. Данные LEAM эксперимента

Некоторые особенности поведения лунной пыли при её взаимодействии с ионизирующим излучением, заряженными поверхностями и фотоэмиссионными электронами были определены в ряде лабораторных экспериментов [7, 8, 9]. В [7] показана возможность левитации пыли над поверхностью, находящейся под постоянным потенциалом. Эксперимент наглядно продемонстрировал «расползание» образца по графитовой пластинке, на которую подаётся потенциал  $-40 \div -100$  В. В работе [8] частицы с размерами 125-150 мкм имитатора лунного реголита JCS-1 при контакте с металлической поверхностью с потенциалом -20 В заряжались до 106e. В эксперименте [9] исследован процесс заряда микрочастиц различных материалов (Zn, Cu, графит, JCS-1, JCS-Mars-

1) под воздействием ультрафиолетового излучения, созданного дуговой 1 кВ лампой. Средний заряд частиц составил  $4,5 \times 10^4 e$ . Полученные экспериментальные данные и данные измерений параметров лунной среды используются для построения моделей и оценки плазменно-пылевой обстановки на поверхности Луны.

Для описания процесса подъёма и переноса пыли в условиях лунной экзосферы разработано несколько математических моделей. В работах [10, 11, 12, 13] проводится анализ приповерхностной пылевой плазмы. В [10] определены условия подъёма частиц реголита. Расчёты проводились для проводящих микрочастиц. Концентрация фотоэлектронов оценивались исходя из того, что поверхность Луны и левитирующая частица покрыты мо-

нослоем водорода. При этом распределение электронов над поверхностью описывается распределением Максвелла:

$$f(v) = n_0 \left( \frac{m}{2\pi kT} \right)^{1/2} \exp\left(-\frac{mv^2}{2kT}\right) \cos\theta, \quad (1)$$

где  $v$  – скорость движения электрона,  $m$  – масса электрона,  $n_0 = 2 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$ ;  $kT = 0,1 \text{ эВ}$ ;  $\theta$  – угол между местной нормалью и направлением на Солнце (зенитный угол).

Заряд пыли определяется, исходя из условия равенства фотоэлектронного тока с поверхности частиц и тока электронов приповерхностной фотоэлектронной плазмы. Распределение электростатического потенциала в зависимости от высоты находится из решения системы уравнений Власова–Пуассона с заданной функцией распределения (1):

$$\varphi(z) = -\frac{2kT}{e} \ln(1 + Gz \sqrt{\cos\theta_0}), \quad (2)$$

где  $e$  – заряд электрона,  $z$  – высота над поверхностью Луны,  $\theta_0$  – угол падения солнечных лучей на поверхность,  $G = \sqrt{2\pi n/kT}$ .

В расчётах не учитывалось влияние электронов и ионов солнечного ветра, так как их поток более чем на порядок меньше потока фотоэлектронного слоя. Результатом работы является определение критического угла падения солнечного света, при котором возможна левитация частиц лунного реголита. Так, для частицы радиусом 0,1 мкм угол падения солнечного света составил 76, 14°.

В работе [11], исходя из тех же условий, решается уравнение динамики движения пылевой частицы. Рассчитанное время зарядки пылевой частицы позволяет считать заряд частицы постоянным для всей траектории движения. Построенные графики траектории движения пылинки носят периодический характер. Амплитуда и период колебания частицы слабо зависят от угла падения солнечного света на поверхность. Так, для периода колебания

1,9÷2,1 с амплитуда составляет 0,33÷0,51 м, средняя скорость движения частицы – 0,21÷0,325 м/с.

Пылевая система на освещённой части Луны рассмотрена в [12]. В отличие от предыдущих работ, в расчёте заряда пылинки учитываются токи потоков ионов и электронов солнечного ветра. Рассматриваются два варианта: поверхность Луны покрыта и не покрыта монослоем водорода. Для первого случая работа выхода фотоэмиссии составляет 9 эВ, для второго – 4 эВ.

Для нахождения концентрации фотоэлектронов и электрических полей решаются системы уравнений, состоящие из стационарного кинетического уравнения для функции распределения фотоэлектронов и уравнения Пуассона для электростатического потенциала с соответствующими граничными условиями, характеризующими поведение электронов у линии поверхности и на бесконечном удалении от неё.

Поведение пылевых частиц в приповерхностном слое описывается уравнениями, выражающими их динамику и зарядку, а также уравнением электростатического поля над поверхностью:

$$m_d \frac{d^2 z}{dt^2} = q_d E(z, \theta) - m_d g z; \quad (3)$$

$$\frac{dq_d}{dt} = I_e(q_d) + I_i(q_d) - I_{ph}(q_d) + I_{e,ph}(q_d); \quad (4)$$

$$E(z, \theta) = \frac{T_{e,ph}}{e} \frac{\sqrt{\cos\theta/2}}{\lambda_D + z\sqrt{\cos\theta/2}}. \quad (5)$$

Здесь  $z$  – высота подъёма частицы над поверхностью Луны,  $q_d$  – заряд пылевой частицы;  $m_d$  – масса пылевой частицы;  $T_{e,ph}$  – температура фотоэлектронов;  $\lambda_D = \sqrt{T_{e,ph}/4\pi n_0 e^2}$  – дебаевский радиус;  $I_e(q_d)$ ,  $I_i(q_d)$ ,  $I_{ph}(q_d)$ ,  $I_{e,ph}(q_d)$  – токи электронов солнечного ветра, ионов солнечного

ветра, фототок с частицы, ток фотоэлектронов на частицу, соответственно;  $g$  – ускорение свободного падения;  $e$  – элементарный заряд.

Зависимость концентрации фотоэлектронов и электрического поля  $E(z, \theta)$  от зенитного угла  $\theta$  обусловлена различием значений интенсивности потока поглощённого поверхностью солнечного излучения.

Зависимость концентрации частиц от высоты вычисляется по вероятности пребывания частицы на данной высоте. В свою очередь вероятность пребывания частицы на высоте пропорциональна времени нахождения частицы на этой высоте.

На рис. 3 для  $\theta=77^\circ$  и  $88^\circ$  показаны зависимости концентрации частиц на различных высотах от радиуса частицы.

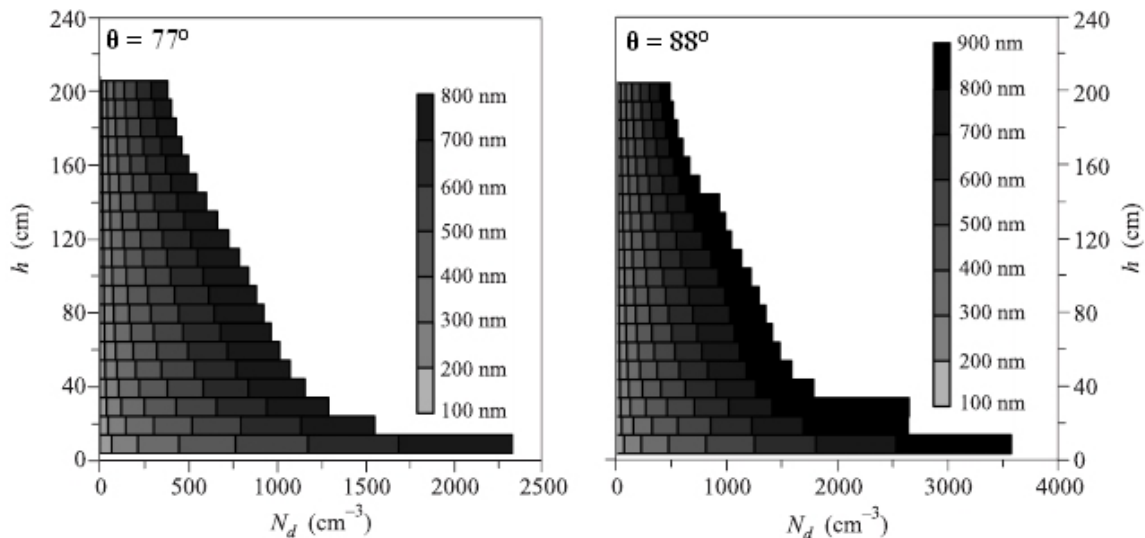


Рис. 3. Распределение пылевых частиц над лунной поверхностью для условий реголита без монослоя водорода

Зависимость максимальной высоты подъёма от угла  $\theta$ , полученная из системы уравнений (3)-(5), показана на рис. 4 для поверхности, покрытой только реголитом, и для поверхности, покрытой реголитом с монослоем водорода. Как видно из представленных графиков, для частиц существует «мёртвая зона», в которой подъём частиц невозможен, что следует из решения системы уравнений (3)-(5). Наличие «мёртвой зоны» обусловлено тем, что при углах, меньших критического, подъёмная электростатическая сила меньше гравитационной из-за того, что заряд частицы компенсируется электронами фотоэлектронной оболочки. Однако концентрация фотоэлектронов значительно уменьшается

с расстоянием от поверхности. Поэтому подъём частицы посредством сторонних сил даже на 1 мм над поверхностью приводит к дальнейшему подъёму частицы под действием электростатической силы. Причиной отрыва пылинки от поверхности может служить нагрев частицы пыли солнечным излучением и её последующее охлаждение. В результате могут возникнуть силы, выталкивающие частицу из слоя реголита. Кроме того, подъём частицы за пределы слоя с большой концентрацией фотоэлектронов может происходить из-за неоднородностей поверхности Луны. Возможность подъёма частиц в «мёртвой зоне» на рис. 4 показана пунктирной линией.



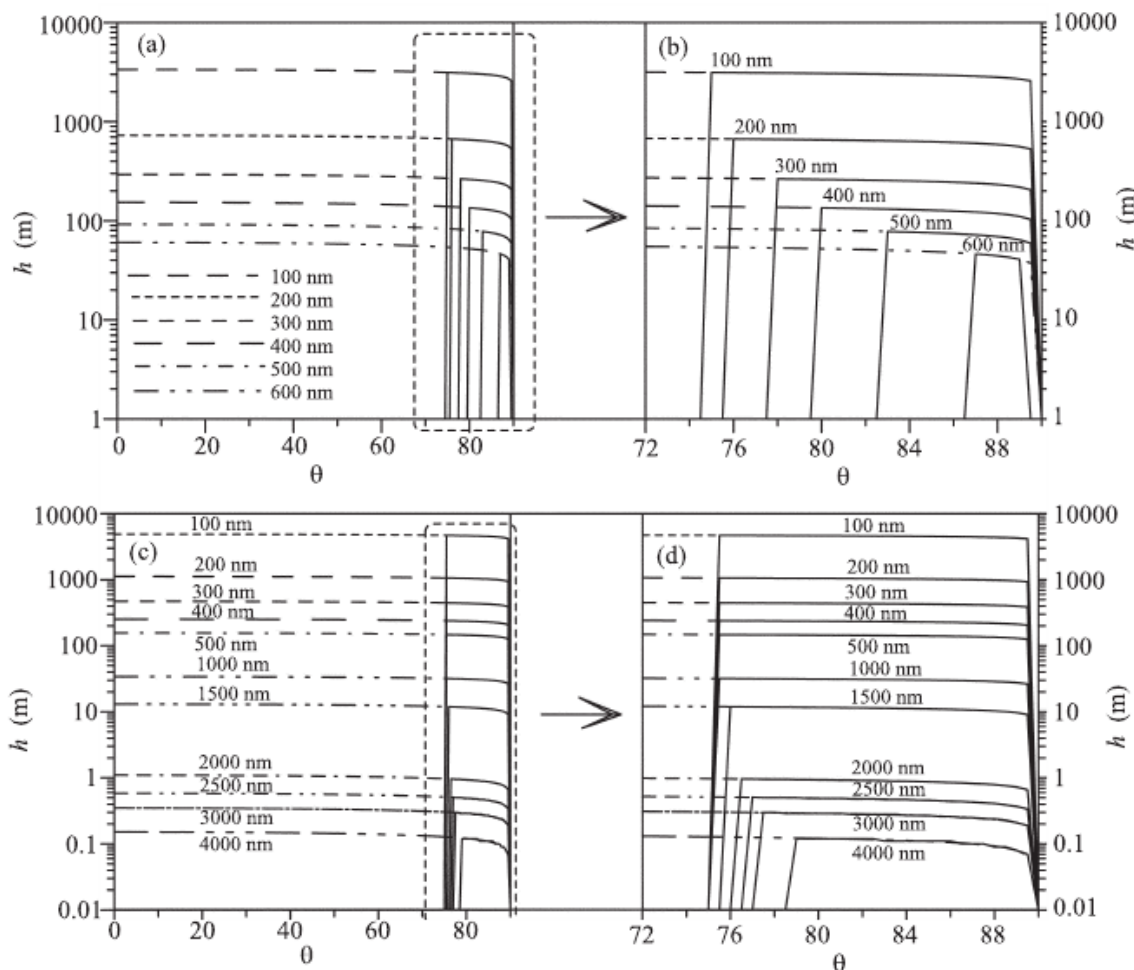


Рис. 4. Максимально возможные высоты подъёма пылевых частиц над участками лунного реголита (a), (b) и над участками поверхности Луны, обогащённой водородом (c), (d), в зависимости от угла  $\theta$  для разных размеров частиц

В модели, описанной в [13], частицы пыли взлетают с поверхности, ускоряются в приповерхностном электрическом поле и двигаются по баллистической траектории. Пыль взлетает с поверхности при условии выполнения неравенства:

$$F_q = F_g + F_c, \tag{6}$$

где  $F_q$  – электростатическая сила,  $F_g$  – сила гравитации,  $F_c$  – сила адгезии. Частица ускоряется в слое фотоэлектронов, высота которого равна радиусу Дебая. С увеличением расстояния от слоя фотоэлектронов начинает преобладать гравитационная сила, что приводит к оседанию частиц пыли на поверхность.

Напряжённость поля над поверхностью Луны при одномерном дебаевском экранировании равна:

$$E_s = \frac{\varphi_s}{\lambda_D}, \tag{7}$$

где  $\varphi_s$  – электрический потенциал поверхности.

Ускорение частицы, полученное при прохождении слоя фотоэлектронов, и максимальная высота подъёма определяются соответственно:

$$a_q = \frac{qE_s}{m_d} = \frac{3\varepsilon\varphi_s^2}{\rho\lambda_D r_d^2}; \tag{8}$$

$$Z_{max} = \frac{3\varepsilon\varphi_s^2}{\rho g r_d^2}; \tag{9}$$

где  $q=4\pi\varepsilon_0 r_d \varphi_s$ ,  $\varepsilon_0$  – диэлектрическая постоянная,  $\rho$  – плотность материала частицы,  $r_d$  – радиус частицы.

На рис. 5 показана зависимость высоты подъёма частиц от радиуса при различных зенитных углах  $\theta$ .

В рассмотренной модели сделано несколько допущений: не учитываются

силы адгезии ( $|F_q|+|F_g|\gg|F_c|$ ), не учитываются вторичные электроны, не рассматриваются горизонтальные электрические поля вблизи терминатора, не принимается в расчёт влияние заряженных частиц друг на друга. «Мёртвая зона», показанная на графике (рис. 4), возникает в области изменения потенциала поверхности освещённой ( $\varphi_s>0$ ) и неосвещённой части Луны ( $\varphi_s<0$ ), и в этой зоне значение величины потенциала близко к нулю.

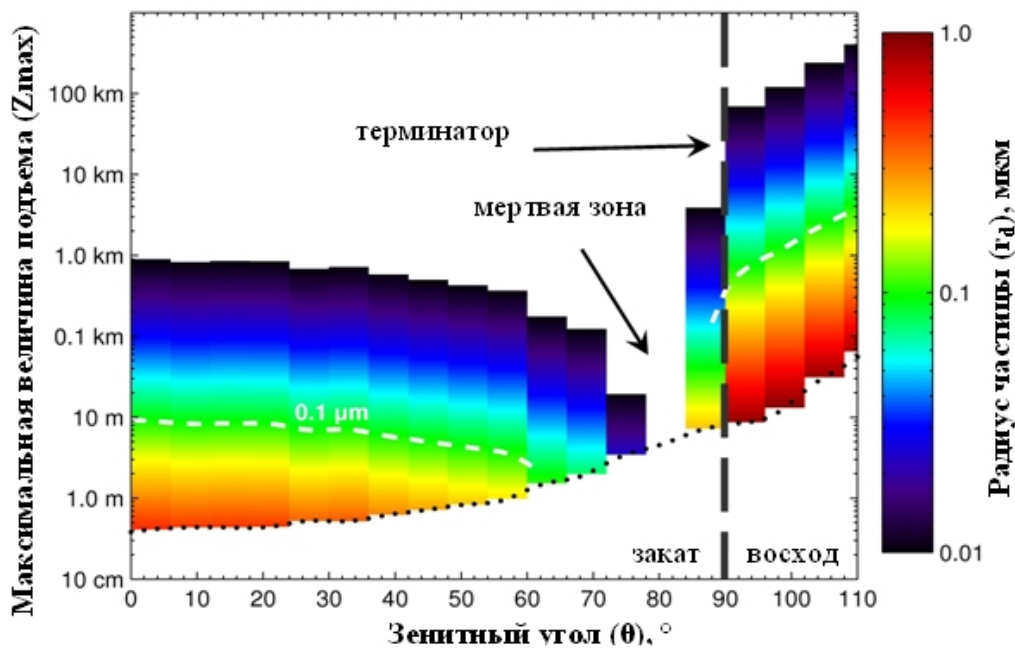


Рис. 5. Распределение частиц по высоте в зависимости от радиуса и зенитного угла

Механизм горизонтального транспорта пыли около терминатора описан в работе [14]. Основная идея заключается в том, что солнечное ультрафиолетовое излучение создаёт значительный положительный электрический потенциал на освещённой стороне кратера. Подобный потенциал возникает на поверхности миникратеров и возвышенностях, размеры которых во много раз меньше радиуса Дебая электронов фотослоя ( $b \ll \lambda D$ ), и может достигать значений 10-20 В. Потенциал поверхности равен сумме общего потенциала и локального ( $\varphi_s = \varphi_{общ.} + \varphi_{лок}$ ). Напряжённость необходимого

электрического поля для подъёма частицы пыли в области миникратера определяется из выражения:

$$qE_c = \frac{4\pi}{3} \rho r_d^3 g; \tag{10}$$

где  $q \sim r_d^2 E_n$ ;  $E_n=100$  В/см – нормальный потенциал поверхности.

Авторы показали возможность подъёма частицы над поверхностью и движение в горизонтальном направлении. Уравнение движения, выведенное в [14], решалось численными методами для ча-

стицы с  $rd = 0,1$  мкм. Было определено расстояние, на которое частица может пролететь в горизонтальном направлении. Оно составило 10 см за время 0,4 с, то есть средняя скорость частицы составила 0,25 м/с.

Другим немаловажным фактором подъёма реголита является деятельность людей [15]. По имеющимся оценкам, скорость частицы от удара ботинок о поверхность (при скорости ходьбы 1,8 м/с) может составить 3,6 м/с, а высота подъёма частицы может составлять около 4 м. Передвижение лунохода со скоростью 3,56 м/с создаёт поток частиц с максимальной скоростью 7,12 м/с, при этом максимальная дистанция пролёта частиц составляет около 31 м. Посадка и взлёт лунных модулей приводит к образованию локального пылевого облака.

По наблюдениям астронавтов миссий «Apollo 12» и «Apollo 14», высота такого облака составляла 37 м, и оценочно для подъёма на такую высоту начальная скорость частицы должна равняться 11 м/с. Диаметр облака пыли при такой начальной скорости движения может достигать 297 м. За время посадки на один квадратный метр оседает до  $3 \times 10^{11}$  частиц. По оценке экспертов, микрочастицы под действием реактивных струй посадочного двигателя лунного модуля могут разгоняться до скоростей порядка  $0,3 \div 2$  км/с. Частицы с такими скоростями могут в значительной степени повлиять на работоспособность аппаратуры лунных миссий.

Описанные модели показывают возможность подъёма и переноса микропылинок над поверхностью Луны. В зависимости от высоты их размер может составлять от 0,01 мкм до 15 мкм. Высота подъёма составляет 100 км. У поверхности общая концентрация может достигать  $4 \times 10^3$  см<sup>-3</sup>, на больших высотах – 500 см<sup>-3</sup>. Скорость движения частицы может быть порядка  $10^{-1} \div 10^3$  м/с.

## Генераторы заряженных пылевых частиц

Рассмотрим конструкции генераторов (инжекторов), которые применяются для получения потоков заряженных частиц пыли. Инжекторы частиц являются неотъемлемой частью ускорителей различных типов. Основной задачей инжектора является передача ускоряемой частице максимально возможного заряда, что позволяет получить большее приращение скорости в ускорительном тракте. Максимальный заряд частицы пропорционален максимальной напряжённости электрического поля у поверхности частицы. Для положительно заряженных частиц максимальная поверхностная напряжённость поля составляет  $10^{10}$  В/м, для отрицательно заряженных частиц –  $10^9$  В/м. Дальнейшее увеличение заряда невозможно вследствие автоионной или автоэлектронной эмиссии.

По методу заряда частиц инжекторы можно разделить на контактные и бесконтактные.

В контактных инжекторах заряд микрочастиц осуществляется при непосредственном контакте микрочастицы с зарядным электродом. В бесконтактных инжекторах частицы приобретают заряд в результате воздействия на них ионизирующего излучения.

Инжектор частиц бесконтактного типа описан в [16,17], а его конструкция приведена на рис. 6.

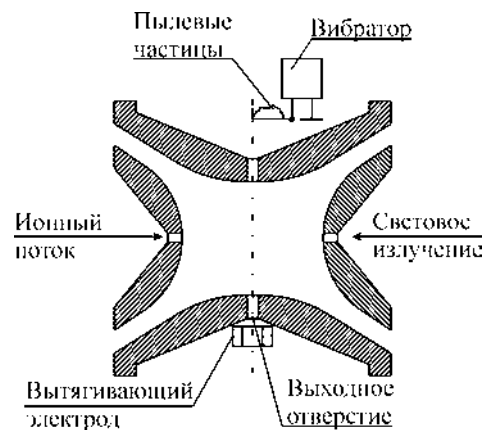


Рис. 6. Конструкция инжектора бесконтактного типа

Под действием вибраций пылевые частицы покидают бункерную камеру и под действием силы тяжести поступают в зарядную камеру. Вследствие действия ионизирующего излучения они приобретают некоторый заряд и после этого через выходное отверстие поступают в ускорительный тракт.

Специальные электроды обеспечивают удержание частиц гиперболическим полем в точке действия ионизирующих излучений. За выходным отверстием устанавливается вытягивающий электрод, который создаёт электрическое поле, способное вытянуть из инжектора заряженную частицу. Получение частицей максимального заряда занимает один час. В процессе зарядки автоионная эмиссия сглаживает все неровности частицы, что позволяет сообщить ей максимально возможный заряд. Вследствие достаточно продолжительного времени заряда бесконтактные инжекторы не получили широкого распространения.

Генераторы твёрдых заряженных частиц контактного типа в своей конструкции содержат бункерную камеру, бункерный электрод, зарядную камеру и зарядный электрод. Типовая конструкция инжектора контактного типа, описанного в [16], приведена на рис. 7.

В этом инжекторе частицы, помещённые в бункерную камеру, вытягиваются из неё с помощью электрического поля, создаваемого импульсным напряжением на бункерном электроде. Частицы покидают инжектор, как только коснутся острия зарядного электрода. При диаметре острия 4 мкм и потенциале 8 кВ частицы диаметром 0,1 – 10 мкм получают заряд, соответствующий поверхностной напряжённости электрического поля  $6,5 \times 10^9 - 10^9$  В/м. Данный тип инжектора способен генерировать поток заряженных частиц с широким статистическим распределением масс и скоростей.

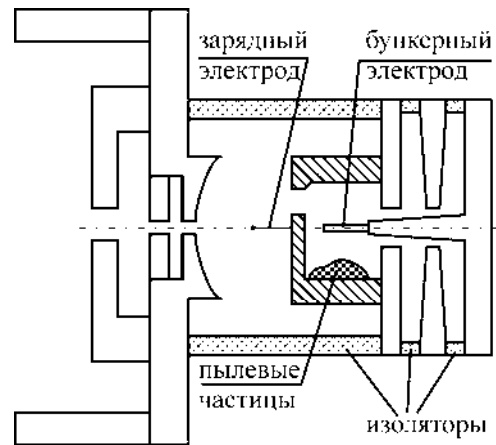


Рис. 7. Конструкция инжектора контактного типа

Конструкции инжекторов, описанные в [17, 18], показаны на рис. 8, 9. В отличие от предыдущего генератора твёрдых пылевых частиц на бункерный электрод инжекторов подаётся постоянное напряжение. С помощью добавления в конструкцию промежуточной камеры решается проблема загрязнения тракта ускорителя. Эти два инжектора функционируют схожим образом. При подаче высокого напряжения на бункерный электрод частицы микропорошка приходят в движение под действием электрического поля. В результате хаотического движения частиц в бункерной камере через соединительную втулку происходит выброс частиц в полость зарядной камеры, образованной левой и правой полусферами и зарядным электродом. В зарядной камере частицы микропорошка продолжают своё хаотическое движение, пока не коснутся острия иглы. При соприкосновении частицы с иглой ей сообщается заряд, и под действием электрического поля частица покидает зарядную камеру через выходное отверстие. Особенностью инжектора, показанного на рис. 8, является наличие высокоомного резистора, который соединяет бункерный электрод с корпусом (заземлённым контактом). Это приводит к уменьшению потенциала бункерного электрода при увеличении концентрации частиц в бункерной камере, что в свою очередь приводит к уменьшению потока частиц на выходе инжектора.

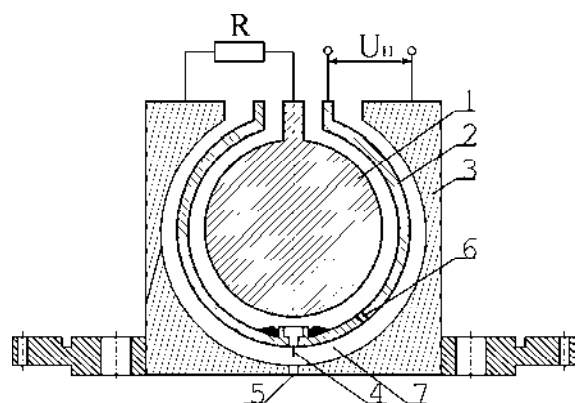


Рис. 8. Конструкция инжектора заряженных частиц с постоянным напряжением на бункерном электроде:  
 1 – бункерный электрод, 2 – зарядный электрод,  
 3 – корпус, 4 – игла, 5 – выходное отверстие,  
 6 – отверстие между бункерной и зарядной камерами, 7 – зарядная камера

Особенностью генератора твёрдых пылевых частиц, показанного на рис. 9, является наличие двух бункерных камер. Это позволяет использовать одновременно два образца пыли. Частицы алюминиевой пудры «ПАП-1» с помощью данного инжектора приобретали скорость от 200 м/с до 1550 м/с (соответственно для диапазона масс  $9 \times 10^{-10} \div 1,1 \times 10^{-8}$  г или диапазона диаметров 1–3 мкм). Заряд частиц соответствовал диапазону поверхностной напряжённости электрического поля частицы  $10^9 \div 7,5 \times 10^9$  В/м. Наиболее вероятная поверхностная напряжённость электрического поля частицы составила  $2 \times 10^9$  В/м.

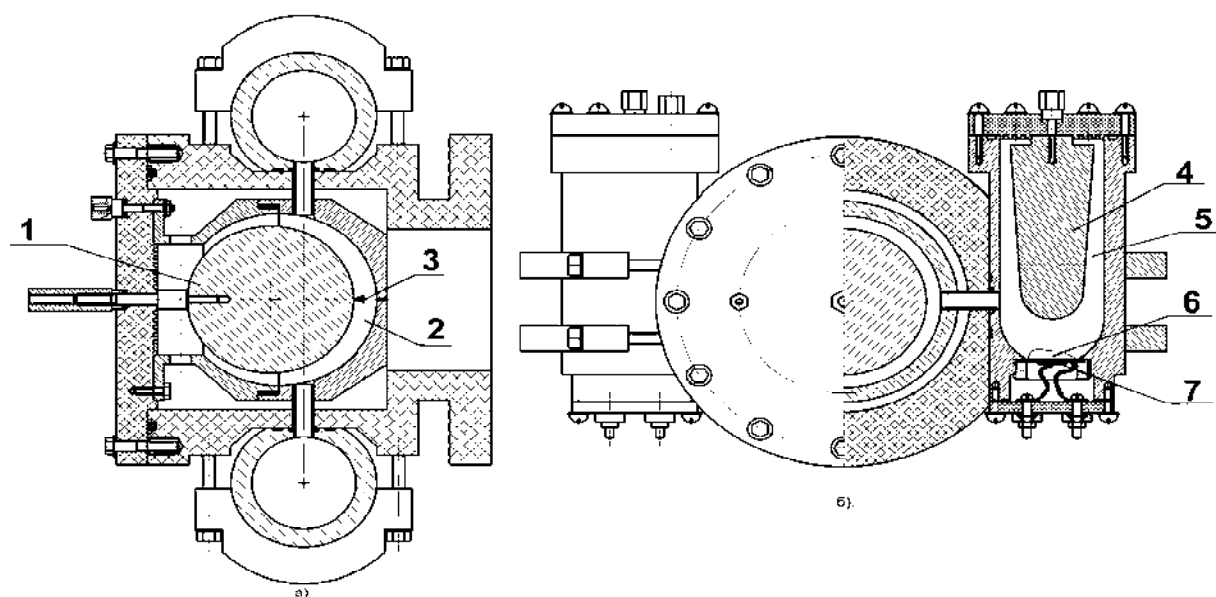


Рис. 9. Конструкция инжектора с двумя бункерными электродами:  
 1 – зарядный электрод, 2 – зарядная камера, 3 – игла или «метёлка»,  
 4 – бункерный электрод, 5 – бункерная камера, 6 – микропорошок,  
 7 – пьезоизлучатель

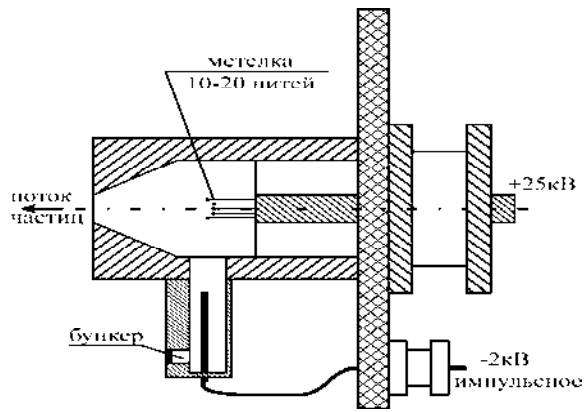


Рис. 10. Конструкция инжектора контактного типа

Одним из путей уменьшения вероятности загрязнения камеры ускорителя пылевыми частицами является конструкция инжектора (рис. 10), описанная в [19].

В данной конструкции бункерная камера конструктивно выполнена в нижней части зарядной, что делает возможным проникновение в область зарядной камеры числа частиц, пропорционального импульсу напряжения на бункерном электроде. Как отмечается в [19], частицы диаметром  $1^{-10}$  мкм на выходе инжектора имеют скорость до 3 км/с.

Конструкция инжектора, позволяющая создать поток частиц со значительно большей средней скоростью, чем у описанных ранее инжекторов, показана на рис. 11 [20].

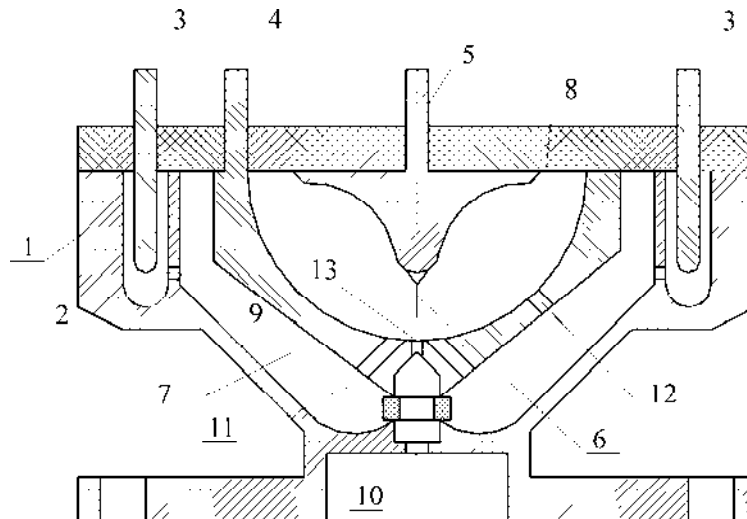


Рис. 11. Конструкция инжектора:

1 – корпус; 2 – бункерная камера; 3 – бункерный электрод; 4 – промежуточный электрод; 5 – зарядный электрод; 6 – игла; 7 – промежуточная камера; 8 – зарядная камера; 9, 10, 11, 12, 13 – отверстия

Устройство работает следующим образом. Пылевые частицы находятся в бункерной камере 2, которая соединена через отверстие 9 с объёмом промежуточной камеры 7, образованной корпусом 1, промежуточным электродом 4. В общем случае таких бункерных камер в источнике заряженных пылевых частиц может быть несколько – каждая для своего сорта пылевых частиц. При подаче напряжения на бункерный электрод 3 пылевые части-

цы начинают через отверстия 9 поступать в промежуточную камеру 7, где, двигаясь по силовым линиям электрического поля, через отверстия 11 попадают в область зарядного электрода 5 и иглы 6 зарядной камеры 8. Если пылевая частица после зарядки не попала в выходное отверстие 13 или если не коснулась иглы 6, то она смещается в зону слабого поля в районе отверстий 12, через которые она попадает обратно в промежуточную камеру 7. Че-

рез отверстие 10 микрочастицы поступают в тракт ускорителя.

Генератор, описанный в [21], разработан в Калифорнийском институте лунных исследований (США) для 3МВ ускорителя. Конструкция инжектора показана на рис. 12. Инжектор функционирует следующим образом. На зарядный электрод (вольфрамовая игла) подаётся постоянное напряжение, в то время как на бункерный электрод подаётся импульсное напряжение. Под действием переменного электрического поля частицы начинают хаотически двигаться. После соприкосновения с иглой частица ускоряется и, пройдя коллиматор, попадает в ускорительный тракт. С помощью данного инжектора можно получать заряженные частицы с радиусами не более 200 мкм и максимальной плотностью заряда 13,4 кулон/кг, что соответствует  $4 \times 10^9$  В/м напряжённости поля для металлической частицы диаметром 1 мкм.

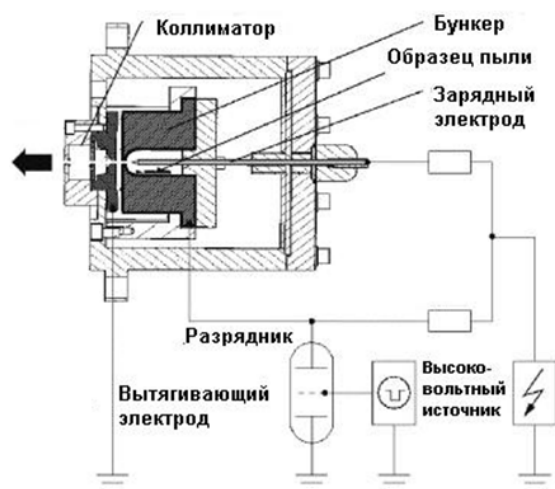


Рис. 12. Инжектор заряженных пылевых частиц

Описанные инжекторы способны создавать потоки заряженных частиц до 1000 частиц/с. Ускорители микрочастиц, в состав которых входят данные инжекторы, разгоняют частицы до скоростей более 1,5 км/с, что вполне перекрывает диапазон скоростей частиц лунной пыли.

Направлением усовершенствования инжекторов может служить повышение плотности потока пыли и улучшение эксплуатационных характеристик (уменьшение загрязнения тракта ускорителя, увеличение времени работы без развакуумирования системы, повышение уровня заряда частицы и т. д.).

### Заключение

Рассмотрены физические свойства лунной пыли, и показан ряд моделей движения частиц над поверхностью Луны. Моделирование динамики подъема и движения микрочастиц показывает возможность существования над Луной низкоскоростной пылевой плазмы. Рассмотрены конструкции существующих генераторов твёрдых заряженных частиц. Показано, что подобные инжекторы можно применять для моделирования воздействия лунной пыли на материалы и конструкции космических аппаратов. Необходимо увеличить поток частиц, создаваемый инжекторами, и улучшить эксплуатационные характеристики генераторов заряженных пылевых частиц.

### Библиографический список

1. Walton, O.R. Adhesion of Lunar Dust [Text] / O.R. Walton // Scientific report of NASA CR-2007-214685. – 2007. – 48 p.
2. Zook, H.A. The state of meteoritic material on the Moon [Text] / H.A. Zook // Processing of the Lunar Science Conference – 1975. – V. 6. – P. 1653-1672.
3. Шевченко, В.В. Современная селенология [Текст] / В.В Шевченко. – М.: Наука, 1980. – 288 с.
4. Graf, J.C. Lunar Soils Grain Size Catalog [Text] / J.C. Graf // NASA Reference Publication 1265. – 1993. – P. 466.
5. Halekas, J.S. Lunar Prospector observations of the electrostatic potential of the lunar surface and its response to incident currents [Text] / J.S. Halekas, G.T. Delory, R.P. Lin, T.J. Stubbs, W.M. Farrell // Journal of Geophysical Research – 2008. – V.113. – P. 202-209.

6. Stubbs, T.J. Impact of Dust on Lunar Exploration [Text] / T.J. Stubbs, R.R. Vondrak, W.M. Farrell // Workshop on Dust in Planetary Systems. – 2005. – P. 239-243.
7. Lunar Dust Levitation [Text] / E. C. Joshua, R. R. Scott, H. Mahdall [et al] // Journal of Aerospace Engineering. – 2009. – V. 29. – P. 2-9.
8. Contact charging of lunar and Martian dust stimulants [Text] / Z. Sternovsky, S. Robertson, A. Sickafoose, J. Colwell, M. Horányi // Journal of Geophysical Research: Planets – 2002. – V. 107. – P. 15-1 – 15-8.
9. Experimental investigations on photoelectric and triboelectric charging of dust [Text] / A. A. Sickafoose, J. E. Colwell, M. Horányi, S. Robertson // Journal of Geophysical Research. – 2001. – V. 106. – P. 8343-8356.
10. Колесников, Е.К. Условия электростатической левитации микрочастиц лунного реголита [Текст] / Е.К. Колесников, А. Б. Яковлев // *Астрономический вестник*. – 1997. – Т. 31. – №1. – С. 70-71.
11. Яковлев, А. Б. Динамика левитирующих микрочастиц лунного реголита [Текст] / А. Б. Яковлев // *Астрономический вестник*. – 1998. – Т. 22. – №4. – С. 398-400.
12. Голубь, А.П. Плазменно-пылевая система в приповерхностном слое освещенной части Луны [Текст] / А.П. Голубь, Г.Г. Дольников, А.В. Захаров // *Письма в ЖЭТФ*. – 2012. – Т. 93. – №4. – С. 198-204.
13. Stubbs, T.J. A Dynamic Fountain Model for Lunar Dust [Text] / T.J. Stubbs, R.R. Vondrak, W.M. Farrell // *Advances and Space Research*. – 2005. – V. 37. – P. 59-66.
14. Borisov, N. Charging and motion of dust grains near the terminator of the moon [Text] / N. Borisov, U. Mall // *Planetary and Space Science*. – 2006. – V. 54. – P. 572-580.
15. Katzan, C.M. Lunar Dust Transport and Potential Interactions With Power System Components [Text] / C.M. Katzan, J.L. Edwards // *NASA Contractor Report 4404*. – 1991. – P. 42.
16. Fechtig, H. Laboratory simulation [Text] / H. Fechtig, E. Grün, J. Kissel // *Institute für Kernphysik, Heidelberg 1, FRG*. – 1989. – V. 96. – P. 594-601.
17. Акишин, А.И. Методика и оборудование имитационных испытаний материалов космических аппаратов [Текст] / А.И. Акишин, Л.С. Новиков. – М.: Изд-во Моск. ун-та, 1990. – 90 с.
18. Инжектор заряженных пылевых частиц [Текст] / Н.Д. Семкин, А.В. Пияков, К.Е. Воронов, Н.Л. Богоявленский, С.М. Шепелев // *Приборы и техника эксперимента*. – 2006. – №3. – С. 154-159.
19. Wang, Z. Hypervelocity dust beam injection for national spherical torus experiment [Text] / Z. Wang, G. A. Wurden // *Review of Scientific Instruments*. – 2004. – V. 75. – P. 3436–3438.
20. Пат. 2242849 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup>H05H5/02 Источник заряженных пылевых частиц [Текст] / Н.Д. Семкин, К.Е. Воронов, Л.С. Новиков, А.С. Пияков; заявитель и патентообладатель Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва. – № 20003100867/06; заявл. 10.01.2002; опубл. 10.08.2004, Бюл. № 21. – 3 с.
21. Stübig, M. Laboratory simulation improvements for hypervelocity micrometeorite impacts with a new dust particle source [Text] / M. Stübig, G. Schäfer, Ho Tra-Mi // *Planetary and Space Science*. – 2001. – V. 49. – P. 853–858.



## **MODELS OF LUNAR DUST MOTION DYNAMICS AND METHODS OF PRODUCING STREAMS OF CHARGED DUST PARTICLES IN A LABORATORY ENVIRONMENT**

© 2013 N. D. Syomkin., A. S. Vidmanov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The article presents basic physical parameters of lunar dust, models of its motion over the surface of the moon under the influence of space environment factors and a review of methods for obtaining dust streams in a laboratory environment.

*Moon, lunar regolith, dust levitation, accelerator, injector of charged particles.*

### **Информация об авторах**

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: высокоскоростной удар, масс-спектрометрия, космическое приборостроение.

**Видманов Алексей Сергеевич**, аспирант кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [jkt13@rambler.ru](mailto:jkt13@rambler.ru). Область научных интересов: ускорительная техника, космическое приборостроение.

**Syomkin Nikolay Danilovich**, doctor of technical science, professor, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Vidmanov Aleksei Sergeevich**, postgraduate student, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [jkt13@rambler.ru](mailto:jkt13@rambler.ru). Area of research: accelerator technology, space device engineering.

УДК 621.389

## МЕХАНИЗМЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЗАРЯЖЕННОЙ МИКРОЧАСТИЦЫ С ЗАРЯДНЫМ ЭЛЕКТРОДОМ ИНЖЕКТОРА И МИШЕНЬЮ МАСС-СПЕКТРОМЕТРА

© 2013 Н. Д. Сёмкин, А. С. Видманов, В. В. Брагин

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрен механизм взаимодействия заряженной микрочастицы с мишенью масс-спектрометра. Приведены экспериментальные данные измерения параметров потока ионов при высокоскоростном ударе заряженной частицы. Проведена оценка вклада потенциальной и кинетической энергии микрочастицы в ионизацию вещества мишени масс-спектрометра.

*Зарядка микрочастицы, инжектор, высокоскоростной удар, масс-спектрометр, ионизация вещества.*

### Введение

Для проведения экспериментов по изучению высокоскоростного удара широкое применение получили ускорители, использующие для разгона частиц постоянное или переменное электрическое поле. Неотъемлемой частью ускорительной системы является инжектор (генератор)

пылевых частиц. Основная задача инжектора заключается в зарядке частиц до максимального значения. Существует множество различных конструкций инжекторов твёрдых заряженных частиц [1, 2]. Наиболее эффективными считаются инжекторы контактного типа (рис. 1).

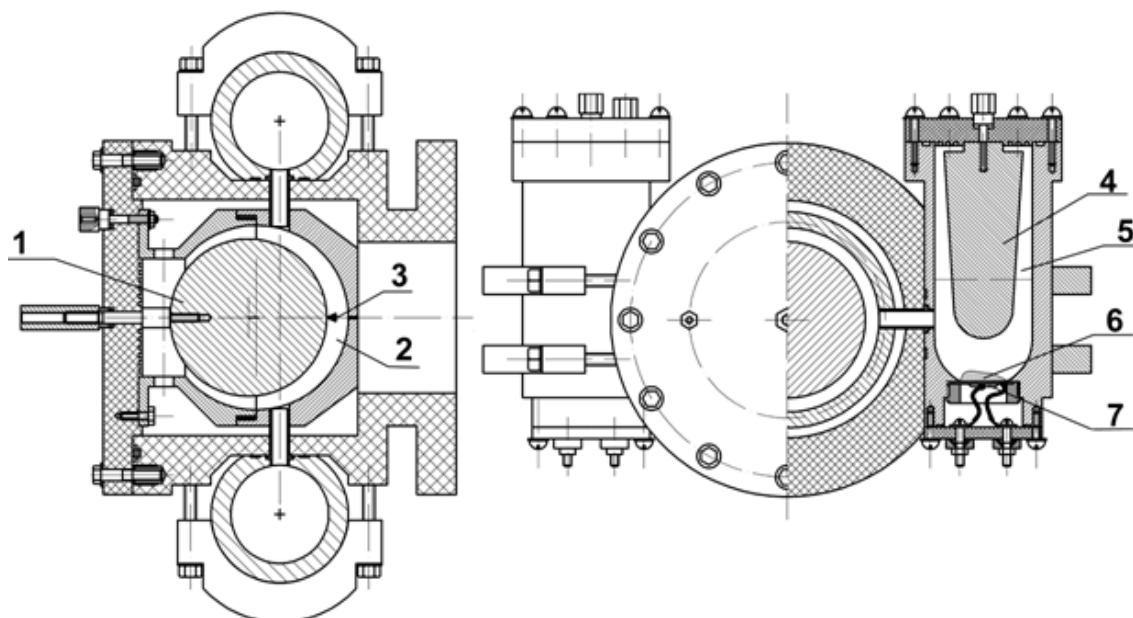


Рис. 1. Конструкция инжектора:

1 – зарядный электрод, 2 – зарядная камера, 3 – игла или «метёлка», 4 – бункерный электрод, 5 – бункерная камера, 6 – микропорошок, 7 – пьезоизлучатель

В подобных инжекторах микрочастица заряжается посредством контакта с зарядным электродом, который выполнен в виде иглы или «метёлки», а также через плазму. Максимальный заряд частицы ограничен токами автоэлектронной или автоионной эмиссии. Так, положительно

заряженная частица может иметь максимальную напряжённость  $10^{10}$  В/м, а отрицательно заряженная частица –  $10^9$  В/м.

Эксперимент проводился на электродинамическом ускорителе, схема которого показана на рис. 2 [3].

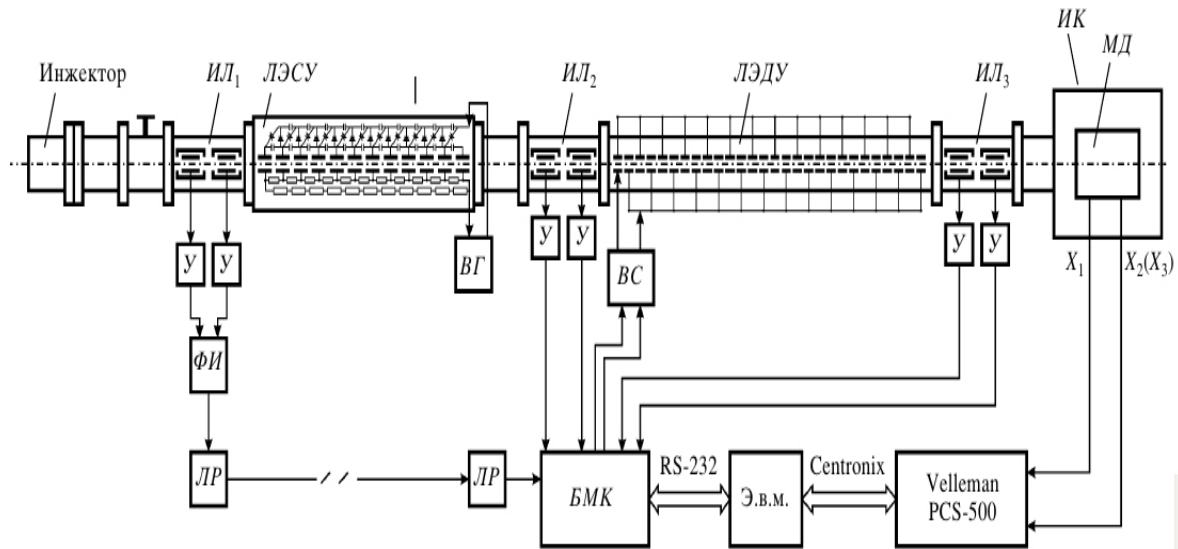


Рис.2. Схема электродинамического ускорителя:

ИЛ1-ИЛ3 – измерительные линейки; У – усилитель; ФИ – формирователь импульса; ЛР – лазерная развязка; ВУ – высоковольтный усилитель; ВГ – высоковольтный генератор; БМК – блок микроконтроллера; Velleman PCS-500 – осциллографическая приставка; ИК – исследовательская камера; МД – многопараметрический датчик; ЛЭСУ – линейный электростатический ускоритель, ЛЭДУ – линейный электродинамический ускоритель

В ходе экспериментов с инжектором [1] была получена зависимость величины удельного заряда микрочастицы от её массы (рис. 3).

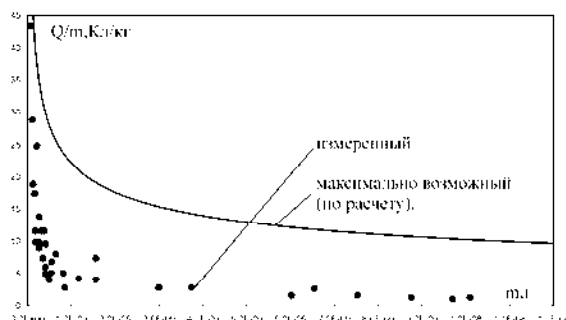


Рис. 3. Результаты измерения удельного заряда

Как видно из рисунка, заряд на частице не достигает максимально возмож-

ного значения. Это может быть связано с характером взаимодействия частиц с зарядным электродом. Процесс зарядки микрочастицы может происходить через электрический пробой между иглой и поверхностью частицы. Процессы ионизации вещества изучаются с помощью ионизационных датчиков или пылеударных масс-спектрометров [4].

### 1. Методика проведения эксперимента

Эксперименты проводились с использованием пылеударного масс-спектрометра, конструкция которого показана на рис. 4. В эксперименте была использована смесь частиц Al и Cr. При ускоряющем напряжении ускорителя

$U_{yc}=120$  кВ скорости частиц лежали в диапазоне от  $146 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  до  $3,2 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$  при массах от  $4,1\cdot 10^{-15}$  кг до  $6,1\cdot 10^{-11}$  кг.

Датчик состоит из ниобиевой мишени 1; ускоряющей сетки 2; фокусирующего зеркала 3; «мягкого» рефлектрона 4; «жесткого» рефлектрона 2, 9; приёмников ионов 5. Микрочастицы попадают в прибор через торец «мягкого» рефлектрона. Направление вектора скорости примерно совпадает с осью датчика.

При ударе частицы о мишень 1 образуется плазма, положительный компонент которой выбрасывается полем системы «мишень – ускоряющая сетка». «Мягкий» рефлектрон служит для фокусирования во времени, а «жесткий» рефлектрон компенсирует начальный временной разброс ионов, который получается за счёт их начального энергетического распределения в ускоряющем поле. Приёмник 5 представляет собой четыре вторично-электронных умножителя типа ВЭУ-6, соединённых параллельно. Расстояние от ускоряющей сетки до мишени составляет  $8\cdot 10^{-3}$  м. Длина безполевого участка –  $0,55$  м, «мягкого» рефлектрона –  $0,205$  м, «жесткого» –  $4\cdot 10^{-3}$  м. После приёмника 5 сигнал через эмиттерный повторитель 7 попадает на запоминающий осциллограф 8. Сигнал мишени через усилитель 6 подаётся на второй вход осциллографа.

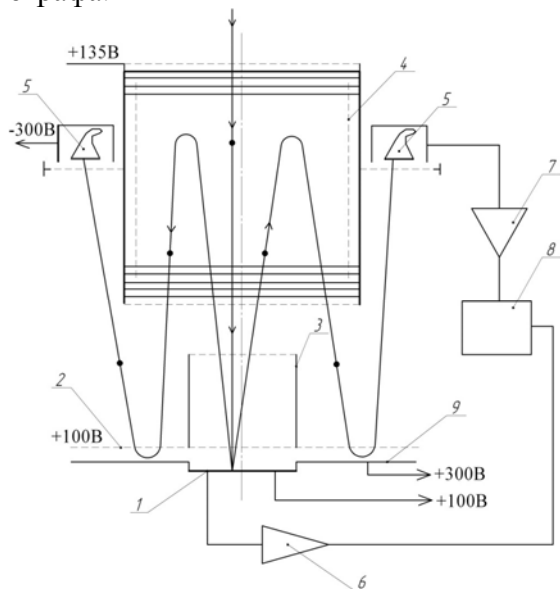


Рис. 4. Блок-схема масс-спектрометра

Скорость частицы определялась по длительности переднего фронта импульса мишени:

$$V_u = \frac{l_M}{t_{nn}}, \tag{1}$$

где  $l_M = 8\cdot 10^{-3}$  м – расстояние от ускоряющей сетки до мишени,  $t_{nn}$  – длительность переднего фронта импульса мишени.

Эквивалентная схема мишени представлена на рис. 5, где  $C_{эКВ}$  – сумма монтажной ёмкости мишени и входной ёмкости усилителя,  $R_{вХ}$  – входное сопротивление усилителя. Величина ёмкости вычислялась по известным  $R_{вХ} = 120$  кОм и  $t_M = 8,5$  мкс:  $C_{эКВ} = t_M / R_{вХ} = 71$  пф.

Наведённый ток от заряженной микрочастицы, согласно эквивалентной схеме на рис. 4, описывается выражением:

$$C \frac{dU_c}{dt} + \frac{U_c}{R} - I_u(t) = 0 \tag{2}$$

с начальными условиями:  $t = 0; U_c = 0$ .

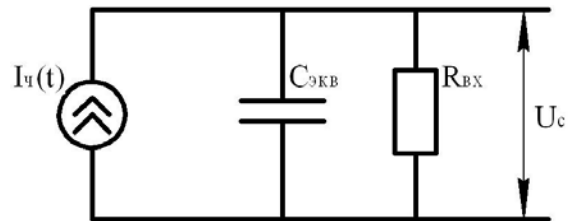


Рис. 5. Эквивалентная схема измерения сигнала с мишени

В случае, когда система «мишень – ускоряющая сетка» представляет собой плоский конденсатор,  $I_u(t)$  будет постоянной величиной (штриховая линия на рис. 6):

$$I_u(t) = \frac{Q_u \cdot V_u}{l_M}, \tag{3}$$

где  $Q_u$  – заряд частицы;  $V_u$  – скорость частицы.

Решением уравнения (2) будет выражение:

$$U_c(t) = U_0 \left( 1 - \exp \left( - \frac{t}{R_{вх} \times C_{эКВ}} \right) \right), \quad (4)$$

где  $U_0 = \frac{Q_ч \cdot V_ч \cdot R_{вх}}{I_M}$ .

Вид  $U_c$  для этого случая показан на рис. 6 (штриховая линия). В течение времени  $t_1, t_2$  происходит взаимодействие частицы с мишенью с образованием плазмы. Поле мишени разделяет её на электронный и ионный компоненты. Ионный компонент выбрасывается полем мишени за пределы системы «мишень–ускоряющая сетка», а электронный компонент остаётся на мишени. Это равносильно созданию ионного тока, противоположно направленного к наведённому току, что приводит к образованию характерной ступени на заднем фронте наведённого на мишени сигнала. Схематично это изображено на рис. 6.

Характер взаимодействия частицы с мишенью является сложным процессом и зависит от многих параметров. Наиболее существенными параметрами являются заряд и скорость частицы, масса и геометрическая форма частицы, материалы и плотности частицы и мишени, рельеф мишени в точке контакта.

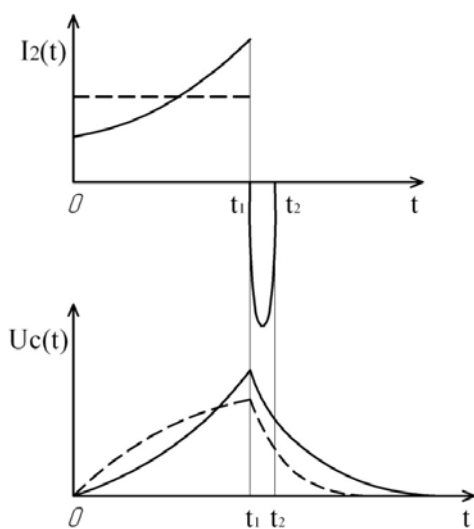


Рис. 6. Временная зависимость наведённых пылевой частицей тока и напряжения на мишени

Так как время нейтрализации электронного компонента плазмы положительного заряда ёмкости  $C_{эКВ}$  значительно меньше  $t_M = R_{вх} \times C_{эКВ}$ , то

$$Q_{пл} = \frac{\Delta U_M \cdot C_{эКВ}}{K_{ус}}, \quad (5)$$

где  $Q_{пл}$  – величина эмитированного ионного заряда;  $\Delta U_M$  – величина отрицательного скачка на заднем фронте импульса мишени;  $K_{ус}$  – коэффициент усиления. В результате экспериментов было установлено, что обычно при наблюдаемых скоростях и зарядах частиц  $Q_{пл} = 0,01 \cdot Q_ч$ .

После окончания процессов взаимодействия частицы с мишенью  $[t_2; \infty]$   $I_ч(t)=0$ , и поэтому  $C_{эКВ}$  разряжается с постоянной времени  $t_M$ :

$$U_c(t) = U_c(t_2) \exp \left( - \frac{t_2 - t}{t_M} \right). \quad (6)$$

Так как система «мишень – ускоряющая сетка» имеет более сложный характер поля, чем поле плоского конденсатора, то реальная форма импульса будет несколько отличаться от описанной выше (рис. 6, сплошная линия).

Таким образом, по одному импульсу мишени можно определить: по переднему фронту импульса – скорость частицы; по ступени на заднем фронте импульса – количество эмитированного заряда; по амплитуде импульса – заряд частицы.

Зная  $V_ч, Q_ч, U_ч$ , можно вычислить массу частицы:

$$m_ч = \frac{Q_ч \times 2U_ч}{V_ч^2}. \quad (7)$$

Оценить количество ионов в спектре можно по следующей формуле:

$$n_{и} = \frac{\sum_{i=t}^k U_i}{U_1}, \quad (8)$$

где  $n_i$  – количество ионов в спектре;  $k$  – количество масс (импульсов) в спектре;  $U_i$  – амплитуда  $i$ -го импульса;  $U_I$  – амплитуда импульса, соответствующего одному иону. Экспериментально установлено, что одиночный ион с энергией 40 эВ вызывает на выходе приёмника сигнал, равный 20-40 мВ по амплитуде, и поэтому в расчётах  $U_I$  принималось равным 30 мВ.

Таким образом, использование масс-спектрометра позволяет измерить основные характеристики микрочастицы ( $V_c$ ,  $Q_c$ ,  $U_c$ ,  $m_c$ ), а также количество ионов, возникающих при взаимодействии заряженной частицы с мишенью.

## 2. Механизм взаимодействия заряженной частицы с мишенью

О характере взаимодействия движущейся заряженной частицы с металлической мишенью можно судить по зависимости количества зарегистрированных ионов в спектре плазмы от параметров частицы ( $Q_c$ ,  $V_c$ ,  $m_c$ ). Различают два вида взаимодействия частицы с мишенью: ударный и разрядный. Ударный механизм характеризуется ионизацией вещества мишени за счёт кинетической энергии частицы. Разрядный механизм характеризуется образованием ионизованного газа в результате электрического разряда между заряженной микрочастицей и поверхностью мишени, которая находится под электрическим потенциалом.

Детальный расчёт заряда, образованного при взаимодействии частиц с металлической мишенью, в условиях большой неопределённости эксперимента является неоправданным превышением точности, и поэтому в дальнейшем ограничимся оценочными расчётами.

Массу и температуру катодного факела найдём по следующей приближённой модели. Величина отрицательного заряда  $Q_e$ , вызванного автоэлектронным потоком, не может превышать величины заряда частицы:  $Q_e \leq Q_c$ . Тогда масса  $M_{кф}$  катодного факела, образованного при взрыве вершины эмиттера, не может превышать величину, равную  $mQ_c$ :

$$M_{кф} \leq \mu Q_c, \quad (9)$$

где  $m$  – коэффициент электропереноса [5, 6]. Для оценок примем  $m = (2 \div 6) \cdot 10^{-5}$  г/Кл для острия из материала с атомной массой  $M_a$  [7]. Для материалов мишеней  $m = 10^{-4}$  г/Кл, так как они менее тугоплавкие, чем молибден. Таким образом, для характерных зарядов ( $Q_c = 10^{-13}$  Кл) масса  $M_{кф}$  катодного факела будет равна  $10^{-17}$  г.

Тогда число частиц в катодном факеле для материала из ниобия будет равно:

$$N_{кф} = \frac{M_{кф}}{M_a} = 10^6. \quad (10)$$

Температуру катодной плазмы оценим через потенциальную энергию заряженной частицы:  $T = kE_n/N_{кф}$ , где  $k < 1$  – безразмерный коэффициент, учитывающий долю потенциальной энергии  $E_n$ , затраченную на разогрев катодной плазмы. Учитывая связь потенциальной энергии  $E_n$  заряженной частицы с зарядом частицы  $Q_c$  в виде:  $E_n = Q_c^2/2C_c$ , можно записать:

$$T = \frac{K \cdot M_a \cdot Q_c^2}{2C_c \cdot Q_c \cdot \mu} = \frac{K \cdot M_a}{2\mu} \cdot \frac{Q_c}{C_c} = \xi \cdot U_c, \quad (11)$$

где  $\xi$  – коэффициент пропорциональности;  $U_c$  – потенциал заряженной частицы.

Температура катодного факела находится в пределах 5-10 эВ. Таким образом, высокотемпературная катодная плазма может оказаться достаточно мощным источником ионов, образованных при взаимодействии заряженной пылевой частицы с металлической мишенью. Из приведённых оценок следует, что в случае потенциального механизма основными параметрами процесса являются заряд частицы  $Q_c$  и её размер  $R_c$ .

Наряду с катодной плазмой, под воздействием автоэлектронного тока может образовываться анодная плазма, параметры которой оценены в [8]. По оценкам [9], температура анодного пара, т.е.

пара с пылевой частицы, составляет порядка 0,3 эВ. В этом случае уравнение Саха неприменимо, и для оценки плотности ионов нужно применять кинетическое уравнение:

$$\frac{dn^+}{dt} = \gamma_u \times n_a, \quad (12)$$

где  $\gamma$  и  $j/l$ ;  $S_u$  – частота ионизации пучком быстрых электронов с энергией  $E \sim 1$  кэВ;  $S_u$  – сечение ионизации.

По оценкам степени ионизации анодного пара, число ионов  $Na^+$  с анода будет равно:  $Na^+ = Na \cdot \alpha_a$ , где  $Na$  – количество испарённых атомов,  $\alpha_a$  – степень ионизации анодного пара ( $\alpha_a = 10^{-3}$ ).

Если взять поверхностную концентрацию адсорбированных атомов порядка  $10^{16} \text{ см}^{-2}$ , а площадь – порядка  $\sim 10^{-8} \text{ см}^2$ , т.е.  $N^+ \sim 10^5$ , то величина эмитированного ионного заряда будет лежать в пределах  $10^{-15} \div 10^{-16}$  Кл, что и наблюдается обычно в проведённых экспериментах.

Если сравнивать удельные энергетические характеристики двух видов взаимодействия частицы с преградой (ударного, разрядного), то можно отметить следующее.

Для удара внутренняя энергия равна

$$E_y \approx \frac{V_ч^2}{2(1 + \sqrt{\rho_y / \rho_y})^2} = 10^5 \cdot V_ч^2. \quad (13)$$

При разрядном механизме удельную энергию можно оценить следующим образом. Если считать, что вся потенциальная энергия (электростатическая) заряженной частицы была израсходована на образование катодной плазмы, масса которой  $M_{кпл} = \mu Q_ч$ , то

$$E_p = \frac{E_{пор}}{M_{кпл}} = \frac{Q_ч \times U_ч}{2\mu \times Q_ч} \approx 5,5 \times 10^9 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}. \quad (14)$$

Поэтому  $E_y / E_p > 1$  при  $V_ч \geq 0,5 \div 1 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ . Таким образом, эффективность разрядного механизма значительно выше эффективности кинетического взаимодействия (т.е. разряд охватывает значительно меньшую массу вещества мишени и частицы, чем ударное воздействие, и поэтому удельная энергия, приходящаяся на 1

атом в зоне разряда, может значительно превышать удельную энергию ударного воздействия). Можно предположить, что разрядный механизм составляет конкуренцию ударному механизму для скоростей, превышающих  $1 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ .

### 3. Результаты эксперимента

В эксперименте было зарегистрировано 88 спектров от пылевых частиц. Наиболее характерные спектры показаны на рис. 7. Верхний луч осциллографа соответствует сигналу мишени, нижний – сигналу приёмника. На фотографиях хорошо видно, что импульсам мишени с ярко выраженными ступеньками соответствуют более мощные спектры.

При проведении эксперимента вакуум был низок ( $1,1 \cdot 10^{-4}$  мм.рт. ст.), что приводило, по-видимому, к сильному загрязнению поверхностей мишени и частицы адсорбированными атомами и молекулами, химический состав которых может быть оценён лишь предположительно. Для ряда характерных точек (сплошная линия на рис. 8) отчётливо видна зависимость количества эмитированных ионов от заряда частицы.

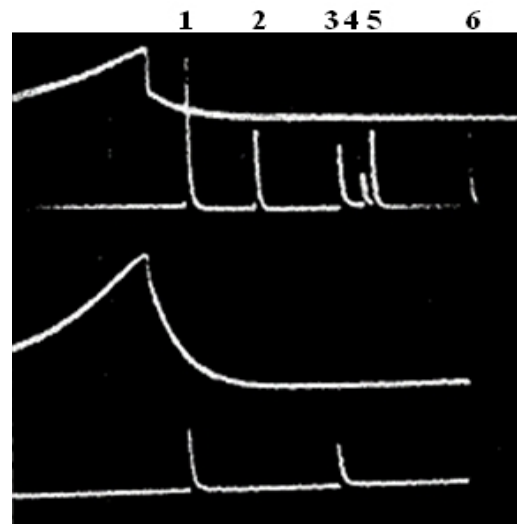


Рис. 7. Масс-спектрограммы ионов, образующихся за счёт электрического разряда между микрочастицей и мишенью:

1 – H+, 2 – K++, 3 – O2+, 4 – K+, 5 – CO2+, 6 – Nb

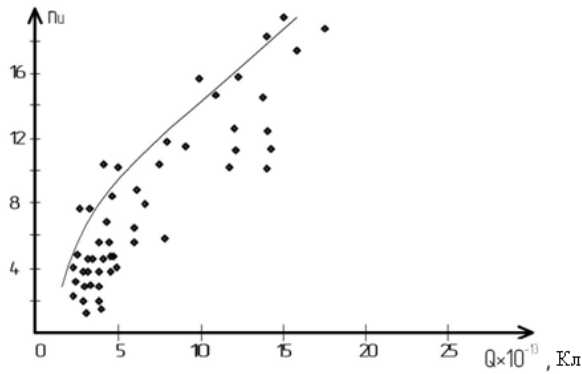


Рис. 8. Зависимость выхода ионов от заряда пылевой частицы

Для выявления качественных характеристик зависимости масс-спектрограмм от величины заряда  $Q_c$  частицы была осуществлена следующая процедура: диапазон зарядов частиц был разбит на три поддиапазона.

Пылевые частицы, заряд которых  $Q_c = 1,4 \div 3,62 \cdot 10^{-13}$  Кл,  $Q_c = 3,63 \div 6,59 \cdot 10^{-13}$  Кл,  $Q_c = 6,66 \div 29,2 \cdot 10^{-13}$  Кл, составили три группы с малым, средним и большим зарядом соответственно. В первой группе содержится  $n_y = 90$  частиц, во второй –  $n_y = 29$  частиц, в третьей –  $n_y = 29$  частиц. На рис. 9 по оси ординат отложена вели-

чина  $n_{U_i}/n_{y_k}$  ( $k=1,2,3$ ), имеющая смысл среднего числа ионов, приходящихся на одно взаимодействие пылевой частицы с мишенью. Отчётливо видна тенденция увеличения выхода ионов с увеличением заряда частицы, что свидетельствует о потенциальном механизме образования ионов. Аналогичная процедура, но для случая, когда пылевые частицы были разбиты на три группы в соответствии с диапазоном скоростей, подтверждает данный вывод. Несмотря на то, что частицы имеют относительно малую скорость ( $V_c = 100-350$  м·с<sup>-1</sup>), выход ионов выше, поскольку в этой группе они обладают в среднем большим зарядом.

Определяющая роль электрического разряда в возникновении эмиссии при скоростях бомбардирующих частиц, меньших 1 км/с, была подтверждена путём нейтрализации ускоренных частиц электронами, испускаемыми накалённой спиралью [8]. В случае нейтрализации частиц масс-спектры не регистрировались, что соответствует данным, полученным при измерении полного эмиттируемого заряда.

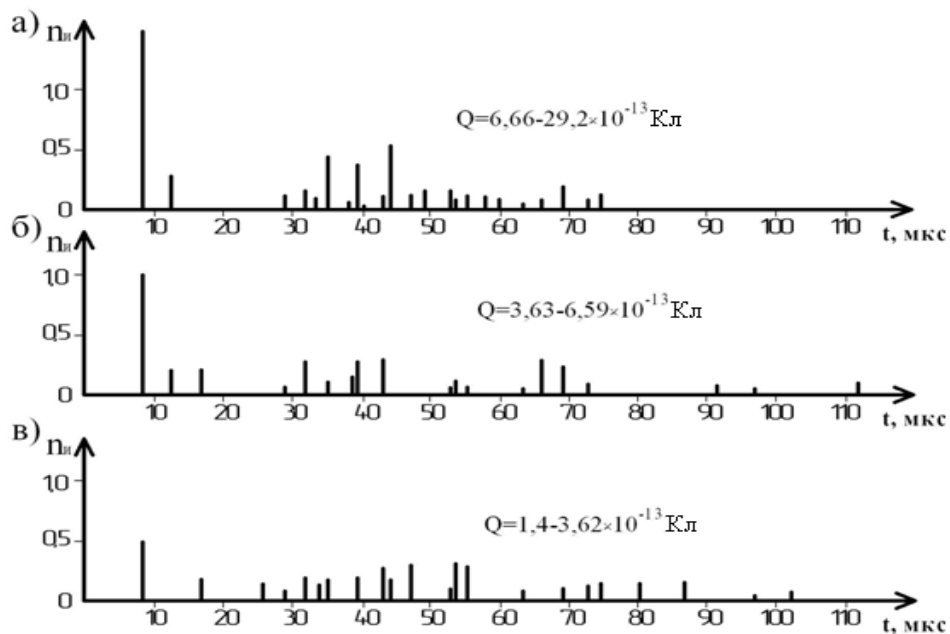


Рис. 9. Зависимость обобщённой масс-спектрограммы от заряда пылевой частицы



### Заключение

Результаты экспериментов, проведенных с использованием масс-спектрометра, показали преобладание разрядного механизма образования ионов над кинетическим при скоростях, меньших 1 км/с. Полученные данные подтверждают сделанное предположение о характере механизма заряда микрочастиц в контактном инжекторе. Передача носителей заряда от электрода инжектора происходит преимущественно через плазму. Таким образом, расчёт заряда, полученного частицей в инжекторе, можно проводить, используя соотношения для анодного и катодного разряда через плазму.

### Библиографический список

1. Семкин, Н.Д. Инжектор заряженных пылевых частиц [Текст] / Н.Д. Семкин, А.В. Пияков, К.Е. Воронов, Н.Л. Богоявленский, С.М. Шепелев // Приборы и техника эксперимента. – 2006. – №3. – С. 154-159.
2. Семкин, Н. Д. Эволюция и перспективы развития устройств для моделирования микрометеоритов в лабораторных условиях [Текст] / Н. Д. Семкин, А. В. Пияков, А. П. Погодин // Прикладная физика. – 2008. – №4 – С. 153 -163.
3. Семкин, Н.Д. Имитация микрометеоритов с помощью электродинамического ускорителя [Текст] / Н.Д. Семкин,

К.Е. Воронов, А.В. Пияков, И.В. Пияков // Приборы и техника эксперимента. – 2009. – №4. – С.159-165.

4. Семкин, Н.Д. Регистрация пылевых и газовых частиц в лабораторных и космических условиях [Текст] / Н.Д. Семкин, К.Е., Воронов, Л.С. Новиков. – Самара: Изд-во СГАУ, 2005. – 470 с.

5. Фурсий, Г.Н. Взрывная эмиссия, сопровождающая переход автоэлектронной эмиссии в вакуумный пробой [Текст] / Г.Н. Фурсий, А.А. Антонов, В.М. Жуков // Вестник ЛГУ. – 1971. – № 10. – С. 75-79.

6. Бугаев С.П. Взрывная эмиссия электронов [Текст] / С.П. Бугаев, Е.А. Литвинов, А.Г. Месяц // УФН. – 1975. – Т. 115. – №1 . – С. 101-120.

7. Новиков, Л.С. Масс-спектрометрия ионов, эмиттируемых при соударении микрометеоритных частиц с материалами [Текст] / Л.С. Новиков, Н.Д. Семкин, В.С. Куликаускас // ФХОМ. – 1989. – № 6. – С.49-56.

8. Дергицев, В.И. Разлет в вакуум плазмы сплошного состава [Текст] / В.И. Дергицев, А.Ю. Захаров, А.А. Фимоков. // (Препр. /ИПМ АН СССР; № 54). – М., 1976. – 29 с.

9. Зельдович, Я.Ю. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений [Текст] / Я.Ю. Зельдович, Ю.П. Райзер. – М.: Наука, 1966. – 687 с.

## MECHANISMS OF INTERACTION OF CHARGED MICROPARTICLES WITH THE DISCHARGE ELECTRODE OF THE INJECTOR AND THE MASS SPECTROMETER TARGET

© 2013 N. D. Syomkin, A. S. Vidmanov, V. V. Bragin

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The paper deals with the mechanism of interaction between charged microparticles and the mass spectrometer target. Experimental data on measuring the ion flow parameters in case of high-speed impact of the charged particle are presented. The contribution of the charged particle's potential and kinetic energy to the ionization of the mass spectrometer's target matter is assessed.

*Charging of a microparticle, injector, high-speed impact, mass spectrometer, ionization of matter.*

### **Информация об авторах**

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: высокоскоростной удар, масс-спектрометрия, космическое приборостроение.

**Видманов Алексей Сергеевич**, аспирант кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [jkt13@rambler.ru](mailto:jkt13@rambler.ru). Область научных интересов: ускорительная техника, космическое приборостроение.

**Брагин Василий Владимирович**, аспирант кафедры радиотехники и медицинских диагностических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Область научных интересов: электромагнитная совместимость, физика космической плазмы.

**Syomkin Nikolay Danilovich**, doctor of technical science, professor, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Vidmanov Aleksei Sergeevich**, postgraduate student, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [jkt13@rambler.ru](mailto:jkt13@rambler.ru). Area of research: accelerator technology, space device engineering.

**Bragin Vasily Vladimirovich**, postgraduate student, the department of radio engineering and medical diagnostic systems, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Area of research: electromagnetic compatibility, space plasma physics.

УДК 519.688

## К ВОПРОСУ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАЗБИЕНИЯ В СЕТОЧНЫХ ЗАДАЧАХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОЦЕНОК ОБУСЛОВЛЕННОСТИ

© 2013 Е. В. Авдеев, В. А. Фурсов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается зависимость показателей обусловленности матрицы и показателей мультиколлинеарности от размерности исходной сетки задачи. В работе используются примеры из открытой интегрируемой платформы для численного моделирования задач механики сплошных сред OpenFOAM. Показывается одинаковое поведение показателей обусловленности и показателя диагонального преобладания. Приведён пример определения размерности сетки с помощью показателя диагонального преобладания.

*Система линейных алгебраических уравнений, обусловленность матрицы, показатели мультиколлинеарности.*

### Постановка задачи

Существует множество прикладных задач математической физики, для решения которых используют сеточные методы. Несмотря на большое разнообразие способов формирования сеток, в конечном итоге задача обычно сводится к необходимости решения системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), которая представляется в матричном виде:

$$Ax = b, \quad (1)$$

где  $A$  – квадратная  $n \times n$ -матрица коэффициентов;  $x$  –  $n \times 1$ -вектор, компонентами которого являются искомые (выходные) величины;  $b$  –  $n \times 1$ -вектор известных (входных) величин.

Элементы матриц в этих методах формируются путём дискретизации исходных входных величин. От шага дискретизации зависит, насколько точным будет искомое решение. Эта проблема имеет большую историю. Ей посвящены основополагающие работы, например, [1–5]. Если шаг будет слишком большим, то возрастает погрешность усреднения, т.к. модель становится слишком «грубой» для её точного описания. Если же шаг будет малым, то число точек сетки

возрастёт, разница между значениями в соседних точках может оказаться сравнимой с ценой младшего разряда. При этом имеет место почти линейная зависимость векторов-строк, из которых составлена матрица системы, и, как следствие, высокая погрешность решения СЛАУ.

Меру, определяющую связь между погрешностью решения СЛАУ и погрешностью входных данных, принято называть обусловленностью. Если невырожденная матрица  $A$  хорошо обусловлена, решение системы линейных уравнений (1) устойчиво [6], т.е. мало изменяется при малом изменении элементов матрицы  $A$  и столбца свободных членов  $b$ .

Если система плохо обусловлена, можно применить один из следующих способов, которые могут привести к повышению точности решения:

1. Изменение параметров разбиения (шаг дискретизации), приводящее к улучшению обусловленности задачи [7].

2. Изменение метода решения, например, использование схемы решения с преобуславливанием, при котором левую и правую части исходной СЛАУ доумножают на легко обратимую матрицу-преобуславливатель [8]:

$$M^{-1}Ax = M^{-1}b, \quad (2)$$

$$M \approx A, \det M \neq 0. \quad (3)$$

Во втором варианте фактически решается другая задача. Поэтому даже при достижении хорошей обусловленности могут иметь место значительные ошибки в решениях вследствие неудачного выбора матрицы  $M$  в соответствии с приближенным равенством в (3).

В первом варианте улучшение обусловленности обычно достигается путём уменьшения размерности матрицы  $A$  за счёт укрупнения сетки. Это приводит к более «грубой» модели и, как следствие, к снижению точности решений, поскольку модель не способна отобразить микропроцессы, микроявления.

Общая схема решения задачи в этом случае такова:

1. Дискретизация входных данных (построение сетки).

2. Решение задачи (получение выходных данных).

3. Валидация выходных данных. Если результат неудовлетворителен, то возврат к пункту 1.

Основные вычислительные затраты в рамках этой схемы существуют на этапе решения задачи (пункт 2). Если полученные результаты не проходят валидацию, то происходит возврат к пункту 1 с ужесточением требований, в данном случае уменьшение шага дискретизации входных данных. Для уменьшения вычислительных затрат желательно добиться наименьшего количества возвратов к пункту 1. Поэтому актуальна задача разработки простой вычислительной схемы оценки качества разбиения на основе прогнозирования обусловленности задачи без проведения тестовых решений задачи.

Для прогноза точности решений необходимо установить связь степени валидации входных данных с параметрами дискретизации, которые, в свою очередь, определяют степень

обусловленности СЛАУ. Для характеристики степени обусловленности матриц наиболее широко [9, 10] используются следующие меры мультиколлинearности:

минимальное собственное значение матрицы  $A$

$$\lambda_{\min}(A) = \min_{\forall i} \lambda_i(A) \quad (4)$$

и спектральное число обусловленности матрицы  $A$

$$K(A) = \frac{\lambda_{\max}(A)}{\lambda_{\min}(A)}. \quad (5)$$

В работах [4, 8, 9, 11] для контроля степени обусловленности в задачах идентификации моделей систем формирования изображений, наряду с указанными выше, предложено применять так называемый показатель диагонального преобладания матрицы  $A$ :

$$\hat{O}(A) = \frac{\left(\sum a_{i,j}\right)^2}{\sum a_{i,j}^2} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n I_i(A)\right)^2}{\sum_{i=1}^n I_i^2(A)}, \quad (6)$$

где  $a_{i,j}$  – элементы матрицы  $A$ , а  $\lambda_i(A)$ ,  $i = \overline{1, n}$  – собственные значения матрицы  $A$ .

В настоящей работе установлена зависимость между показателем диагонального преобладания и точностью решения задачи и разработан алгоритм выбора параметров сетки на основе показателя диагонального преобладания.

### Построение оценок обусловленности в одномерной задаче

Рассмотрим процесс перехода к матрице вида  $KU = F$  на примере использования метода Галёркина для следующего дифференциального уравнения:

$$\frac{d}{dx} \left( \frac{du}{dx} \right) = f(x), \tag{7}$$

где  $u$  - искомая функция  $u(x)$ ,  $f(x)$  - известная функция.

Пусть  $u(1) = 0$ ,  $u'(0) = 0$ .

Приближённое решение уравнения разыскивается в виде

$$u(x) = \sum_{i=0}^n U_i j_i(x), \tag{8}$$

где  $j_i(x)$  - функции формы,  $U_i$  - коэффициенты.

Пусть  $j_i(0) = 0$ .

Умножив обе части на  $j_i(x)$  и проинтегрировав, получим:

$$\int_0^1 \frac{du}{dx} \frac{dj_i}{dx} = \int_0^1 f(x) j_i(x) dx. \tag{9}$$

Правую часть обозначим за  $F_i$ :

$$F_i = \int_0^1 f(x) j_i(x) dx. \tag{10}$$

Пусть  $i = 0 \dots 4$ . Тогда для  $i = 0$  левая часть выражения (9) с учётом (8) примет вид

$$\int_0^1 (U j_0' + U j_1' + K + U j_4') \frac{dj_0}{dx} dx = F_0 = \Delta x. \tag{11}$$

В свою очередь элементы матрицы  $K$  определяются из выражения

$$K_{ij} = \int_0^1 \frac{dj_i}{dx} \frac{dj_j}{dx} dx. \tag{12}$$

Вычислив элементы матриц, запишем выражение для  $KU = F$ :

$$\frac{1}{\Delta x} \begin{bmatrix} 2 & -1 & & & \\ -1 & 2 & -1 & & \\ & -1 & 2 & -1 & \\ & & -1 & 2 & -1 \\ & & & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \Delta x \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ \frac{1}{2} \end{bmatrix}. \tag{13}$$

Если взять шаг  $\frac{\Delta x}{2}$ , то система

примет вид

$$KU = \frac{2}{\Delta x} \begin{bmatrix} 2 & -1 & & & & & & & \\ -1 & 2 & & & & & & & \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \\ & & & & -1 & 2 & -1 & & \\ & & & & & -1 & 1 & & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_0 \\ U_1 \\ \dots \\ U_8 \\ U_9 \end{bmatrix}. \tag{14}$$

Погрешность при этом изменится с  $\Delta x$  до  $\frac{\Delta x}{2}$  [12]. Показатель диагонального

преобладания  $\hat{O}$  понизится с  $\frac{1}{\Delta x \cdot 125}$  до  $\frac{1}{\Delta x \cdot 225}$ .

### Результаты экспериментов на тестовых задачах в среде OpenFOAM

Проведены расширенные эксперименты по исследованию связи мер мультиколлинеарности с числом узлов сетки и точностью решения в задачах, используемых в качестве тестовых в среде OpenFOAM. Для сравнимости показателей мультиколлинеарности вначале проведём модификацию этих мер, заключающуюся в приведении их к одинаковому диапазону [0;1] путём следующих преобразований:

1. Нормировка информационной матрицы  $A$  такая, что  $trA = M$  (для этого матрица  $A$  слева и справа умножается на диагональную матрицу  $D = \{d_{ii}\}$ , где  $d_{ii} = 1/\sqrt{a_{ii}}$ ).

2. Вместо спектрального числа обусловленности вводится в рассмотрение обратное спектральное число обусловленности:  $K^{-1}(A) = I_{\min} / I_{\max}$ . Близость этого числа к 0 свидетельствует о плохой обусловленности матрицы  $A$ .

3. Вместо показателя диагонального преобладания (6) рассматривается приведённый к интервалу  $[0;1]$  показатель диагонального преобладания

$$\hat{O}^{-1} = 1/\hat{O}. \quad (15)$$

Для исследования зависимости указанных приведённых к интервалу  $[0;1]$  мер мультиколлинеарности матрицы  $A$  от количества ячеек сетки было выбрано несколько примеров, входящих в набор примеров, распространяемых вместе с открытой интегрируемой платформой для численного моделирования задач механики сплошных сред OpenFOAM.

Пример 1.

*\$TUTORIALS/incompressible/pimpleFoam/t-junction/* – течение несжимаемой жидкости в трубе-тройнике (один вход, два выхода) под действием разности давлений на входе и выходах трубы, задача решается в нестационарной постановке с использованием алгоритма (Pressure Implicit with Splitting of Operators – Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations) PISO-SIMPLE.

Пример 2.

*\$TUTORIALS/incompressible/pisoFoam/ras/cavity/* – вращение несжимаемой жидкости в ёмкости, порождаемое скользящей верхней стенкой ёмкости, задача решается в нестационарной постановке с использованием алгоритма PISO и с моделированием турбулентности с помощью RAS (Reynolds-Averaged Simulation) модели.

Пример 3.

*\$TUTORIALS/incompressible/icoFoam/cavity/* – вращение несжимаемой жидкости в ёмкости, порождаемое скользящей верхней стенкой ёмкости, задача решается в нестационарной постановке без моделирования турбулентности.

Построение матрицы  $A$  для таких задач происходит на основе параметров дискретизации и граничных условий, т.е. без непосредственного решения задачи.

На рис. 1-3 показана зависимость показателей обусловленности  $\hat{O}^{-1}$ ,  $K^{-1}(A)$ ,  $I_{\min}$  от количества  $n$  ячеек сетки. Жирными точками отмечены значения «эталонные», рекомендованные разработчиками пакета OpenFOAM [13], как доставляющие наиболее высокую точность при приемлемых вычислительных затратах. Нетрудно заметить, что зависимости мер обусловленности  $I_{\min}$ ,  $K^{-1}(A)$ ,  $\hat{O}^{-1}$  от  $n$  имеют одинаковый характер.

При этом вычислительная сложность нахождения показателя диагонального преобладания существенно меньше вычислительной сложности нахождения любой нормы обусловленности и составляет  $2n + O(n^2)$ . Для сравнения, вычислительная сложность спектрального числа обусловленности (5) зависит от используемого алгоритма и может составлять порядка  $O(n^3)$  и более. В современных задачах  $n$  может достигать значений  $10^6$ - $10^7$ . Поэтому вычислительная сложность является существенным доводом для выбора в качестве критерия оценки обусловленности матрицы и прогнозирования точности решений показателя диагонального преобладания.

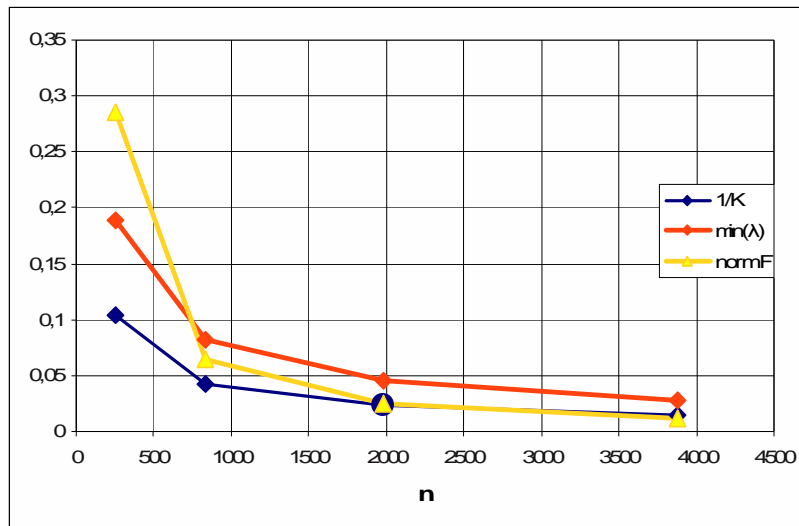


Рис. 1. Зависимость мер обусловленности  $I_{\min}$ ,  $K^{-1}(A)$ ,  $\hat{O}^{-1}$  от количества ячеек  $n$  для примера 1

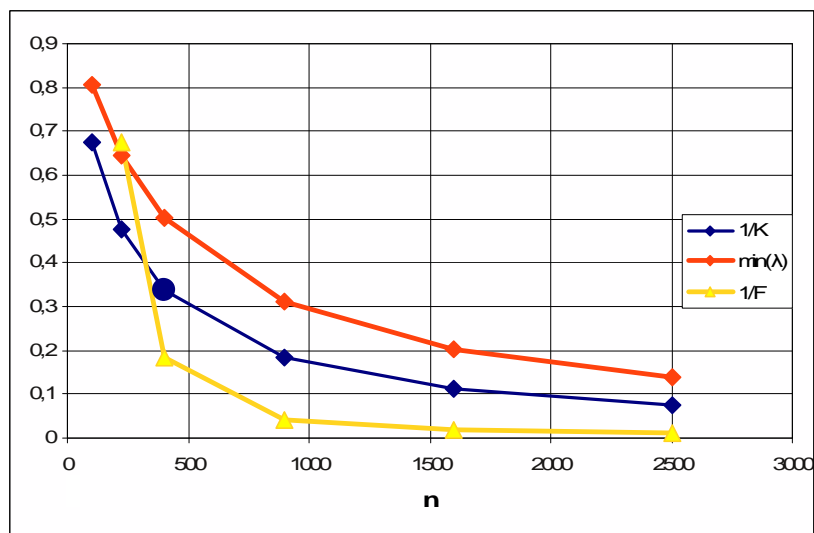


Рис. 2. Зависимость мер обусловленности  $I_{\min}$ ,  $K^{-1}(A)$ ,  $\hat{O}^{-1}$  от количества ячеек  $n$  для примера 2

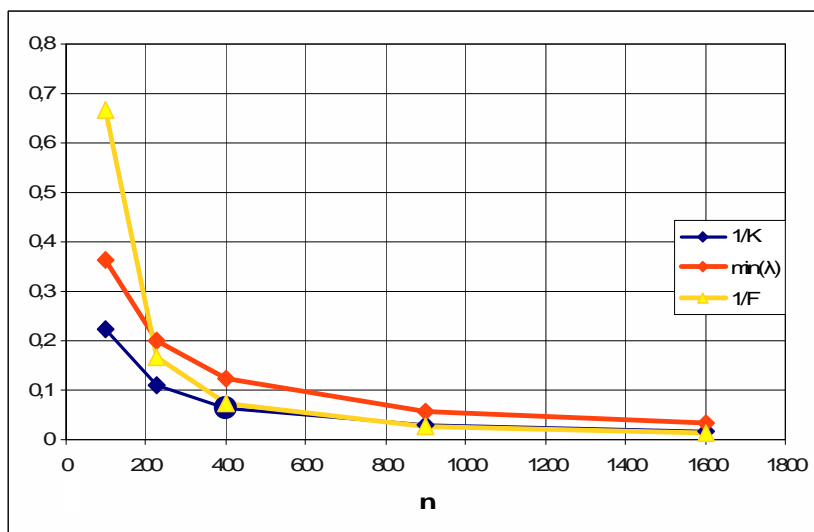


Рис. 3. Зависимость мер обусловленности  $I_{\min}$ ,  $K^{-1}(A)$ ,  $\hat{O}^{-1}$  от количества ячеек  $n$  для примера 3

Как видно из графиков, при увеличении количества элементов сетки значение показателя диагонального преобладания уменьшается. Значения показателя диагонального преобладания, соответствующие диапазону размеров сетки, рекомендованных разработчиками для данного класса задач, находятся в интервале [0.085;0.095]. Заметим, что за пределами этого интервала при дальнейшем увеличении количества узлов сетки показатель диагонального преобладания принимает крайне малые значения, которые свидетельствуют о плохой обусловленности задачи. Таким образом, показано, как производить оценку обусловленности СЛАУ с помощью предварительной валидации входных данных с помощью  $\hat{O}^{-1}$ .

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 11-07-12051-офи-м). Работа выполнена при поддержке программы «Университетский кластер» – [www.unicluster.ru](http://www.unicluster.ru).

#### Библиографический список

1. Зенкевич, О. Конечные элементы и аппроксимация [Текст] / О. Зенкевич, К. Морган – М.: Изд-во МИР, 1986. – 319 с.
2. Roache, P.J. Perspective: a method for uniform reporting of grid refinement studies [Text] / P.J. Roache // ASME J. Fluids Eng. – 1994. - №116. – P. 405-413.
3. Roache, P.J. Completed Richardson extrapolation [Text] / P.J. Roache, P.M. Knupp // Comm. Appl. Num. Methods – 1993. - №9. – P. 365-74.
4. Richardson, L.F. The approximate arithmetical solution by finite differences of physical problems involving differential equations with an application to the stresses in a masonry dam [Text] / L.F. Richardson // Trans. R. Soc. London Ser. A – 1911. - №210. – P. 307-57.
5. Richardson, L.F. The deferred approach to the limit [Text] / L.F. Richardson // Trans. R. Soc. London Ser. A – 1927. - №226. – P. 229-361.
6. Фадеев, Д.К. Об обусловленности матриц [Текст] / Д.К. Фадеев // Работы по приближенному анализу. – 1959. – №53. – С. 387-391.
7. Bathe, K.J. Finite Element Procedures for Solids and Structures [Text] / K.J. Bathe – Boston: MIT OpenCourseWare, 2012. – 526 p.
8. Марчевский, И.К. Методы решения разреженных систем линейных алгебраических уравнений и их предобуславливание [Текст] / И. К. Марчевский, В.В. Пузикова / Летняя суперкомпьютерная академия. – М., 2012. – 34 с.
9. Тихонов, А.Н. Методы решения некорректных задач [Текст] / А.Н. Тихонов, В. Я. Арсенин. – М.: Наука, 1974. – 223 с.
10. Демиденко, Е.З. Линейная и нелинейная регрессии [Текст] / Е.З. Демиденко / Финансы и статистика. – М., 1981. – 303 с.
11. Фурсов, В.А. Идентификация моделей систем формирования изображений по малому числу наблюдений [Текст] / В.А. Фурсов. — Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1998. – 218 с.
12. Strang, G. Computational Science and Engineering [Text] / G. Strang – Boston: MIT OpenCourseWare, 2008. – 486 p.
13. OpenFOAM Documentation [Электронный ресурс] / Режим доступа: <http://www.openfoam.org/docs>, свободный. – Загл. с экрана.



## CHOICE OF PARAMETERS OF MESHING USING ESTIMATES OF CONDITIONALITY

© 2013 E. V. Avdeev, V. A. Fursov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The paper shows the dependence of matrix condition indicators and multicollinearity indicators on the dimension of the original problem mesh. Examples from an open integrated platform for the numerical simulation of continuum mechanics OpenFOAM tasks are given. The behavior of conditionality indicators and that of the diagonal dominance indicator are shown to be the same. An example of determining mesh dimensions with the help of the diagonal dominance indicator is given.

*System of linear algebraic equations, matrix condition, multicollinearity indicators.*

### Информация об авторах

**Фурсов Владимир Алексеевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой общей информатики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [fursov@ssau.ru](mailto:fursov@ssau.ru). Область научных интересов: теория и методы идентификации по малому числу наблюдений, анализ, распознавание и обработка изображений, высокопроизводительные параллельные и распределённые вычисления на многопроцессорных вычислительных системах.

**Авдеев Евгений Владимирович**, аспирант кафедры общей информатики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [j-avdeev@yandex.ru](mailto:j-avdeev@yandex.ru). Область научных интересов: вычислительная гидродинамика, механика сплошных сред, высокопроизводительные параллельные и распределённые вычисления на многопроцессорных вычислительных системах.

**Fursov Vladimir Alekseevich**, doctor of engineering, professor, head of the department of general information science, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [fursov@ssau.ru](mailto:fursov@ssau.ru). Area of research: development of the theory of identification based on a small number of observations, image processing, pattern recognition, development of high-performance parallel and distributed computing using multiprocessor computing systems.

**Avdeev Evgeny Vladimirovich**, postgraduate student of the department of general information science, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [j-avdeev@yandex.ru](mailto:j-avdeev@yandex.ru). Area of research: computational fluid dynamics, continuum mechanics, development of high-performance parallel and distributed computing using multiprocessor computing systems.

УДК 61:57.086+615.84

## МЕТОД КОНФОКАЛЬНОЙ ЛАЗЕРНОЙ ФЛУОРЕСЦЕНТНОЙ МИКРОСКОПИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ КЛЕТОК КОСТНОГО МОЗГА

© 2013 В. П. Захаров<sup>1</sup>, Л. Т. Волова<sup>2</sup>, П. Е. Тимченко<sup>1</sup>,  
Е. В. Тимченко<sup>1</sup>, В. В. Болтовская<sup>2</sup>, В. В. Россинская<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>Институт экспериментальной медицины и биотехнологий СамГМУ, г. Самара

Показано применение метода конфокальной лазерной микроскопии в оценке жизнеспособности мезенхимальных стромальных клеток (МСК) костного мозга кролика с разрешением не менее 400нм. Получена трёхмерная структура клеток с помощью данного метода.

*Конфокальная микроскопия, лазерная флуоресценция, контрастность, шум, культура мезенхимальных стромальных клеток (МСК), костный мозг кролика.*

### Введение

Одной из актуальных и недостаточно разработанных проблем современной артрологии является диагностика больных с локальными травматическими повреждениями и заболеваниями суставного хряща [1-2]. Данные явления сложно прогнозировать на этапе изготовления имплантата. Следовательно, для обеспечения качества операции трансплантации необходим динамический контроль процесса остеоинтеграции, который, в свою очередь, должен быть неразрушающим и обеспечивать разрешение на клеточном уровне. В настоящее время возрастает потребность в продуктах регенераторной медицины – тканеинженерных конструкциях, содержащих в своём составе живые клетки. В связи с этим возникла настоятельная необходимость разработки комплексных методов оценки качества и эффективности таких материалов [3].

Традиционные оптические методы визуализации тканей и клеток – световая микроскопия не обладают должным разрешением, т.к. биологическая ткань является сильно рассеивающей средой [4,5]. Нивелировать данные недостатки возможно за счёт перехода к методу конфокальной микроскопии, который способен обеспечить увеличение контраста изображения за счёт применения сфокусирован-

ного излучения и диафрагмирования рассеянного излучения в плоскости наблюдения.

Такое увеличение контрастности приводит к возможности разрешения объектов, имеющих разницу в интенсивности до 200:1 и их локализацию как в плоскости объекта, так и вдоль оптической оси. Дальнейшее увеличение контраста возможно за счёт эффекта лазерной флуоресценции, используя либо естественные флуорофоры биологической ткани, либо специальные окрашивающие вещества. Следует отметить, что метод флуоресцентной микроскопии обладает более низким разрешением по сравнению с электронной или атомно-силовой микроскопией. Однако, в отличие от последних, он позволяет наблюдать не только за внутренней микроструктурой клеток, но и даёт информацию о пространственном расположении исследуемого объекта. Благодаря этому флуоресцентная микроскопия оказалась оптимальным методом объёмной визуализации с последующим изучением тонкой организации и механизмов функционирования организмов на клеточном, субклеточном и молекулярном уровнях [6-8].

Действительно, изменение структурных клеточных характеристик под действием различных факторов как нега-

тивного, так и позитивного характера сопровождается изменением оптических характеристик тканей, что позволяет использовать данный факт для контроля динамики их состояния.

Цель исследования – осуществить динамический контроль жизнеспособности МСК костного мозга кролика *in vitro* методом конфокальной лазерной флуоресцентной микроскопии.

### Материалы и методы исследования

В работе использованы 28 разнополых кроликов породы «Шиншилла» массой 2,5-3кг. Забор костного мозга проводили в стерильных условиях с соблюдением правил асептики и антисептики под наркозом путем пунктирования гребня подвздошной кости. Полученный костный мозг разбавляли в соотношении 1:1 раствором гепарина и направляли в лабораторию культуры клеток животных, где по

стандартным методикам клетки выделяли и получали культуру. МСК четвертого пассажа переседали в культуральные чашки Петри (Orange Scientific, Бельгия) из расчёта  $5,0 \times 10^3$  кл/см<sup>2</sup> с добавлением модельной среды альфа-МЕМ (Биолот, Россия) и 10 % эмбриональной телячьей сыворотки (Биолот, Россия).

Клетки исследовали с помощью экспериментального стенда [9-10], который был реализован на базе конфокального оптического микроскопа и лазерного комбайна (ANDOR) (скорость сканирования до 25 слоёв в секунду). Стенд обеспечивал два режима микросъёмки: режим конфокальной микроскопии в видимом свете и режим лазерной флуоресценции (рис. 1). В первом случае в качестве источника излучения использовали широкополосный источник (галогеновая лампа), а во втором – лазерные излучатели мощностью 100 мВт (с возможностью управления с шагом 0,1 мВт) на длинах волн 488 нм и 561 нм.

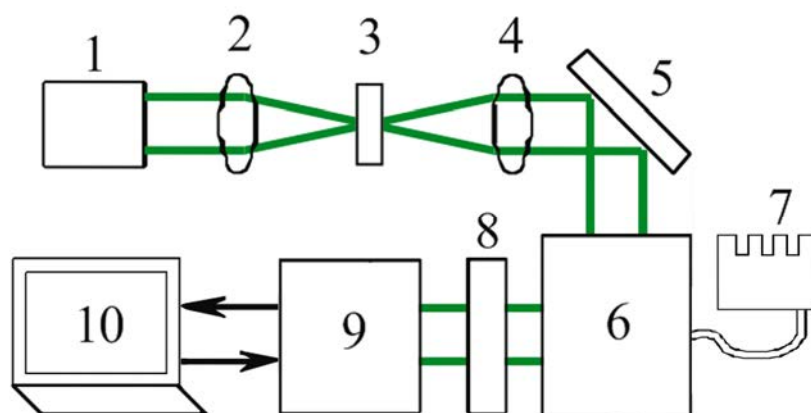


Рис. 1. Экспериментальный стенд флуоресцентной конфокальной микроскопии: 1 – источник видимого света (галогеновая лампа), 2 – коллиматор, 3 – объект, 4 – объектив, 5 – поворотное зеркало, 6 – конфокальный сканирующий блок, 7 – лазерный блок, 8 – блок фильтров, 9 – камера, 10 – компьютер

В режиме конфокальной микроскопии свет от галогеновой лампы 1 (видимый диапазон) через блок фильтров поступал на систему фокусировки 2, которая фокусировала излучение на объекте 3. Прошедшее через объект (рассеянное вперед) излучение собиралось объективом 4 (20x или 40x) и через систему зеркал и призм 5 вводился в сканирующий конфо-

кальный блок 6. Сканирующий конфокальный блок построен по принципу Нипкова [11-12]. Перемещение фокальной плоскости (выделение анализируемого слоя ткани) осуществляли за счёт управляемого с компьютера пьезоэлектрического z-микросканера с установленным на нём объектом исследования. Спектральная фильтрация излучения осуществля-

лась в блоке 8, реализованном в виде системы сменных фильтров, установленных на вращающейся турели. Спектральная фильтрация позволяла повысить контрастность регистрируемого изображения. После блока 8 излучение вводилось в камеру 9 (1024\*1024, время экспозиции 40мс-10мин). Для снижения темновых токов (в среднем на 3 порядка) матрица камеры захлаживается до температуры  $-75^{\circ}\text{C}$ .

В режиме флуоресценции галогеновая лампа была выключена. Вместо неё использовали либо 4-модульный блок лазеров 10 (в настоящей работе использовали каналы излучения с длинами волн 488 нм и 561 нм), либо ртутная лампа. В обоих случаях применяли волоконный ввод 11, а мощность каждого источника независимо управляли с компьютера (с шагом 0,1%). Фокусировку и согласование падающего излучения осуществляли в блоке 6 при помощи вращающегося диска с микролинзами, синхронизованного с диском Нипкова.

Следует отметить, что при использовании флуоресцентной конфокальной микроскопии для контроля культуры МСК возникает принципиальная задача обработки, распознавания и анализа слабых оптических сигналов на фоне достаточно больших шумов, вызванных тем обстоятельством, что биологическая среда является многократно рассеивающей средой.

Дополнительно осуществлялась обработка шумовых пикселей полученных микроснимков. Для уменьшения шума и увеличения контрастности микроснимков использовался пороговый фильтр с порогом порядка 5% от максимальной интенсивности кадра и заменой его на нулевой сигнал. Обработка отдельных шумовых пикселей осуществлялась в программной среде MathCad.

## Результаты исследования и их обсуждение

Динамика роста культуры МСК была исследована в модельной среде (в чашке Петри). Наблюдения проводились в течение нескольких суток с регистрацией изображений (в том числе серийных) в режиме конфокальной лазерной флуоресцентной микроскопии.

Характерный микроснимок культуры МСК кролика представлен на рис.2. Конфокальная микроскопия в проходящем свете дала возможность получить объёмное изображение нативных клеток, что позволило визуализировать вышеописанные процессы (рис. 2). При световой микроскопии в живой культуре распластанные клетки выглядят более плоскими и прозрачными. Достигнутое разрешение составляет 400 нм на пиксель.

Полученные результаты позволили детально описать динамику развития остеобластов в модельной среде: через 2 часа после пересева большая часть их пристаёт ко дну культуральной посуды и расплывается по нему; через сутки формируется неполный равномерный монослой, в котором клетки соединены своими отростками. На вторые сутки количество клеток увеличивается, отростками клетки соединяются друг с другом (рис.2). Вследствие этого изображение имеет низкую величину контраста - не более 0,2-0,3, рассчитанного по формуле

$$K = \frac{I_{об} - I_{фон}}{I_{об}},$$

где  $I_{об}$  – интенсивность света для области объекта,  $I_{фон}$  – интенсивность света для области фона.

Основное рассеяние даёт мембрана клетки и её ворсинки, что не позволяет должным образом визуализировать внутреннюю структуру клетки. Дальнейший рост количества клеток приводит к формированию равномерного монослоя. На шестые сутки образуется полный монослой, а на седьмые сутки происходит насыщение и процесс переходит в стационарную фазу.

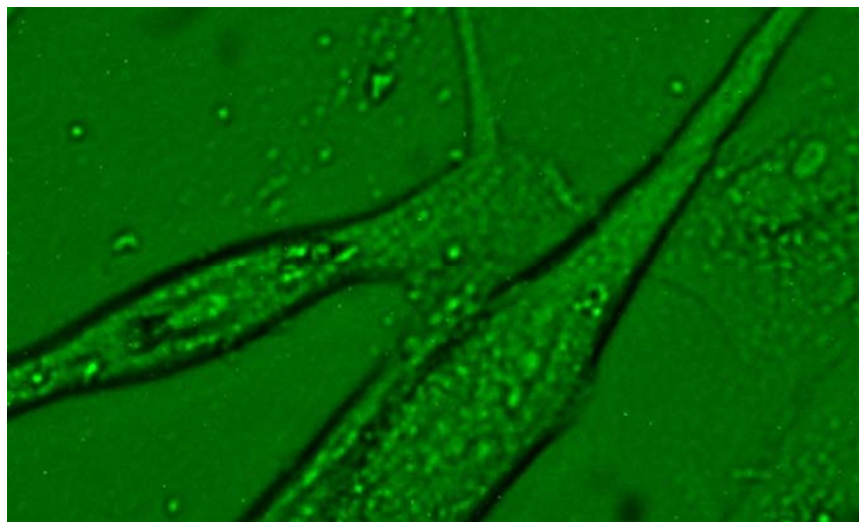


Рис. 2. Культура МСК кролика.  
4-й пассаж, первые сутки после пересева. Увеличение 800

Переход в режим флуоресценции позволяет выделять не только клетки, но обеспечить и визуализацию ядра и оргanelл клетки. Для реализации режима флуоресценции был использован флуорофор, который при введении в среду концентрировался в цитоплазме клеток и возбуждался на длине волны 561 нм (рис.3). За счёт того, что подсветка возбуждающим лазером производится со стороны объектива, а флуорофор содержится только в клетках, интенсивность фонового излучения на длине волны флуоресценции минимальна и контрастность изображения превышает 0,9.

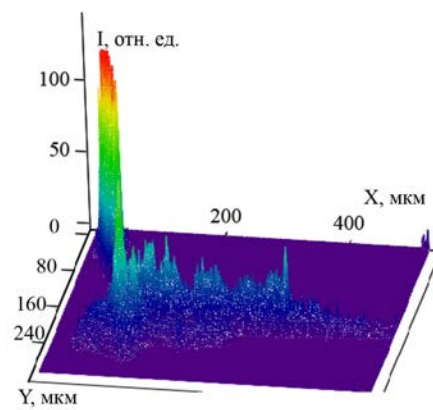
В отличие от красителей, традиционно используемых в гистологии, данный флуорофор нетоксичен и позволяет детально исследовать динамику процессов.

На рис. 3-4 представлена динамика культуры МСК кролика, полученная методом конфокальной лазерной флуоресцентной микроскопии.

На рис. 3, б и 4, б представлены диаграммы пространственного распределения интенсивности флуоресценции используемого флуорофора, накопленного в клетках.



а



б

Рис. 3. Культура МСК кролика. 4-й пассаж, третьи сутки после пересева :  
а – флуоресценция (размер снимка 370\*370мкм);  
б - диаграмма пространственного распределения интенсивности флуоресценции флуорофора GFP

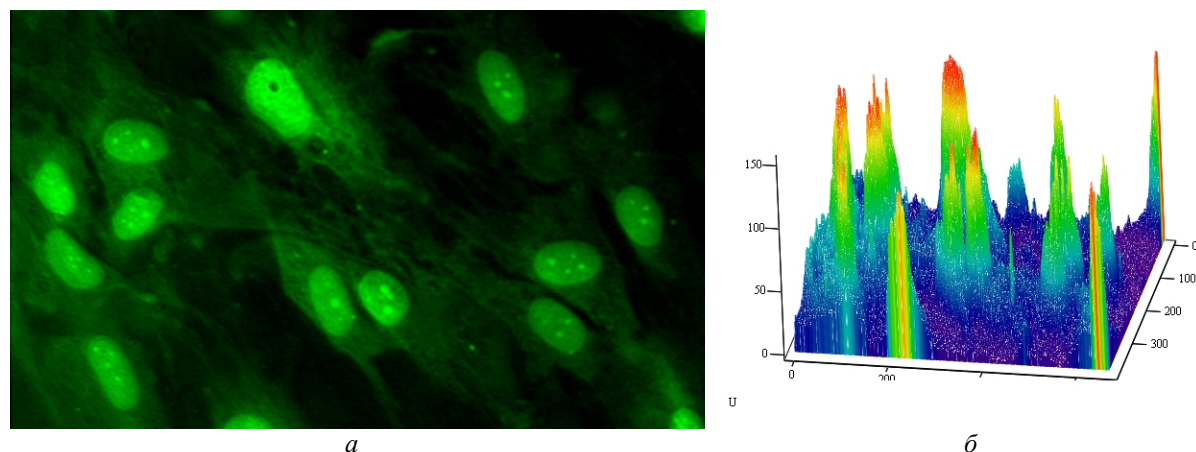


Рис. 4. Культура МСК КМ кролика. 4-й пассаж, седьмые сутки после пересева:

а - флюоресценция (размер снимка 370\*370мкм);

б - диаграмма пространственного распределения интенсивности флуоресценции флуорофора GFP

Из рис. 3, б и 4, б видно, что интенсивность свечения флуорофора свидетельствует о наличии жизнеспособных клеток в культуре мезенхимальных стромальных клеток костного мозга кролика.

### Выводы

Показано, что метод конфокальной микроскопии позволяет осуществлять динамический контроль структурных характеристик МСК костного мозга кролика *in vitro* и выявить жизнеспособные клетки в модельной среде с разрешением не менее 400 нм.

Внедрение данного метода позволит проводить предимплантационное тестирование, тем самым осуществляя контроль качества создаваемых клеточно-тканевых продуктов для регенеративной хирургии.

Работа выполнена при поддержке федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы.

### Библиографический список

1. Зуев, В.П. Остеорепарация посттравматических дефектов нижней челюсти под воздействием гидроксиапатита ультравысокой дисперсности [Текст]/

В.П. Зуев, А.С. Панкратов. // Стоматология. – 1999. — №1. — С.37–41.

2. Биологические резервы клеток костного мозга и коррекция органических дисфункций [Текст]/ под ред. В.И. Шумакова, Н.А. Онищенко – М.: Лавр, 2009. – 309 с.

3. Особенности костного обрастания и крепления различных по конфигурации имплантатов в эксперименте [Текст]/ В.А. Шендеров, С. Виноградский, Ю.В. Мошковцев [и др.] // Травматол. и ортопед. России. – 1996. - №2. - С.33–37.

4. Еськин, Н.А. Комплексная оценка повреждений и заболеваний мягких тканей и суставов [Текст]: дис... д-ра мед. наук / Н.А. Еськин. – М., 2000.

5. PochaeV, V. A beginners guide to practical pitfalls in image acquisition [Text]/ V. PochaeV – JCB, 2006. - Vol. 172. - №1. - P.9-18.

6. Robert, H. Webb Confocal optical microscopy [Text] / H. Webb Robert - Rep. Prog. Phys, 1996. - №59. – P.427-471.

7. Kino, G. S. Confocal scanning optical microscopy [Text] / G. S. Kino, T. R. Corle - Phys. Today., 1989. - №42. - 55–62.

8. Wilson, T. Scanning optical microscopy [Text] / T. Wilson – Scanning, 1985. - №7. – P.79–87.

9. Применение конфокальной лазерной микроскопии для контроля сеточных имплантатов в герниологии [Текст]/ В.П. Захаров, П.Е. Тимченко, И.А. Братченко



[и др.] // Квантовая электроника. – 2011. – Т.41. – №4 – С.318-323.

10. Оценка жизнеспособности клеток на бионосителе при помощи конфокальной микроскопии [Текст]/ Л.Т. Волова, П.Е. Тимченко, Е.В. Тимченко [и др.] // Морфологические ведомости. – 2011. – №3. – С. 22-27.

11. Webb, R. H. Confocal microscopes [Text] / R. H. Webb - Opt. Photon. News. – 1991. – №2. – P.8-13.

12. Wilson, T. Scanning optical microscopy [Text] / T. Wilson – Scanning, 1985. – №7. – P.79-87.

## METHOD OF CONFOCAL LASER FLUORESCENCE MICROSCOPY FOR THE CONTROL OF BONE MARROW CELLS

© 2013 V. P. Zakharov<sup>1</sup>, L. T. Volova<sup>2</sup>, P. E. Timchenko<sup>1</sup>, E. V. Timchenko<sup>1</sup>, V. V. Boltovskaya<sup>2</sup>, V. V. Rossinskaya<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

<sup>2</sup>Institute of experimental medicine and biotechnologies,  
Samara Medical University

The paper shows the use of confocal laser microscopy for the assessing of viability of mesenchymal bone marrow stromal cells of a rabbit with the resolution of 400 nanometers. A three-dimensional structure of cells is obtained by this method.

*Confocal microscopy, laser fluorescence, contrast, noise, culture of mesenchymal stromal cells (MSCs), rabbit's bone marrow.*

### Информация об авторах

**Захаров Валерий Павлович**, доктор физико-математических наук, заведующий кафедрой радиотехнических устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет (национальный исследовательский университет). E-mail: [zakharov@ssau.ru](mailto:zakharov@ssau.ru). Область научных интересов: биофотоника, нелинейные процессы в лазерах, физика плазмы, физика газового разряда, нелинейная оптика, разработка лазеров и лазерных систем, медицинская лазерная техника.

**Волова Лариса Геордовна**, доктор медицинских наук, профессор, директор Института экспериментальной медицины и биотехнологий, Самарский государственный медицинский университет. E-mail: [csrl.sam@mail.ru](mailto:csrl.sam@mail.ru). Область научных интересов: тканевые и клеточные биотехнологии, регенеративная медицина, морфология, биоэтика, разработка новых методов в травматологии, ортопедии, стоматологии, офтальмологии, оториноларингологии с использованием продуктов биотехнологии.

**Тимченко Павел Евгеньевич**, кандидат физико-математических наук, ассистент кафедры радиотехнических устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет (национальный исследовательский университет). E-mail: [timpavel@mail.ru](mailto:timpavel@mail.ru). Область научных интересов: оптические методы диагностики, исследование взаимодействия низкоинтенсивного лазерного излучения с биологическими объектами, спектроскопия, визуализация многократно рассеивающих сред.

**Тимченко Елена Владимировна**, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры радиотехнических устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет (национальный исследовательский университет). E-mail: [vorobjeva.82@mail.ru](mailto:vorobjeva.82@mail.ru). Область научных интересов: оптические методы диагностики,

исследование взаимодействия низкоинтенсивного лазерного излучения с биологическими объектами, экологический мониторинг, спектроскопия.

**Болтовская Виолетта Викторовна**, кандидат медицинских наук, старший научный сотрудник Института экспериментальной медицины и биотехнологий, Самарский государственный медицинский университет. E-mail: [csrl.sam@mail.ru](mailto:csrl.sam@mail.ru). Область научных интересов: биоимплантаты, разработка способов оперативного лечения в травматологии, ортопедии, стоматологии, офтальмологии, оториноларингологии, тканевая и клеточная трансплантология.

**Россинская Виктория Викторовна**, кандидат медицинских наук, ведущий научный сотрудник Института экспериментальной медицины и биотехнологий, Самарский государственный медицинский университет. E-mail: [csrl.sam@mail.ru](mailto:csrl.sam@mail.ru). Область научных интересов: биоимплантаты, разработка способов оперативного лечения в травматологии, ортопедии, стоматологии, офтальмологии, оториноларингологии, тканевая и клеточная трансплантология.

**Zakharov Valery Pavlovich**, doctor of physics and mathematics, head of the department of radio engineering devices, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [zakharov@ssau.ru](mailto:zakharov@ssau.ru). Area of research: biophotonics, nonlinear processes in lasers, plasma physics, nonlinear optics, laser systems development and design, medical laser equipment.

**Volova Larisa Teodorovna**, doctor of medicine, director of the Institute of experimental medicine and biotechnologies, Samara State Medical University, professor. E-mail: [csrl.sam@mail.ru](mailto:csrl.sam@mail.ru). Area of research: morphology, cellular and tissue biotechnology, tissue engineering, regenerative medicine in traumatology, orthopedics, stomatology, ophthalmology, otorhinolaryngology, bioethics.

**Timchenko Pavel Evgenyevich**, candidate of physics and mathematics, assistant of the department of radio engineering devices, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [timpavel@mail.ru](mailto:timpavel@mail.ru). Area of research: optical diagnostics methods, spectroscopy, visualization of multi-scattering media.

**Timchenko Elena Vladimirovna**, candidate of physics and mathematics, associate professor, the department of radio engineering devices, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [vorobjeva.82@mail.ru](mailto:vorobjeva.82@mail.ru). Area of research: optical diagnostics methods, research of interaction of low-intensity laser radiation with biological objects, ecological monitoring, spectroscopy.

**Boltovskaya Violetta Viktorovna**, candidate of medicine, senior researcher, the Institute of medicine and biotechnologies, Samara State Medical University. E-mail: [csrl.sam@mail.ru](mailto:csrl.sam@mail.ru). Area of research: bioimplants, development of ways of operative treatment in traumatology, orthopedics, stomatology, ophthalmology, otorhinolaryngology, tissue and cellular transplantology.

**Rossinskaya Viktoria Viktorovna**, candidate of medicine, leading researcher, the Institute of experimental medicine and biotechnologies, Samara State Medical University. E-mail: [csrl.sam@mail.ru](mailto:csrl.sam@mail.ru). Area of research: bioimplants, development of ways of operative treatment in traumatology, orthopedics, stomatology, ophthalmology, otorhinolaryngology, tissue and cellular transplantology.



УДК 004.422.834

## ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ФОРМИРОВАНИЯ КАТАЛИТИЧЕСКОЙ МАСКИ ВО ВНЕЭЛЕКТРОДНОЙ ПЛАЗМЕ

© 2013 В. А. Колпаков, А. А. Бонячук

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрено программное обеспечение, позволяющее проводить автоматизированный расчёт концентрационных профилей атомов полупроводника и «вакансий» в расплаве при обработке структуры «металл – полупроводник» внеэлектродной плазмой высоковольтного газового разряда и определять глубину легирования маскирующего материала в приповерхностную область полупроводника (глубины оптического микрорельефа).

*Диффузия, информационная система, программное обеспечение, металл – полупроводник, «вакансия», внеэлектродная плазма, оптический дифракционный микрорельеф.*

Метод каталитической маски нуждается в дальнейшем развитии, так как обладает следующими преимуществами перед известными методами формирования дифракционного микрорельефа [1-12]:

– позволяет изменением режимов обработки и топологии маски управлять параметрами микрорельефа;

– позволяет с высокими равномерностью и скоростью формировать дифракционный микрорельеф на широкоформатных пластинах разных оптических материалов.

В работах [13-17] теоретически и экспериментально доказана актуальность и целесообразность применения внеэлектродной плазмы высоковольтного газового разряда для формирования каталитической маски микрорельефа оптических элементов на поверхности структуры «алюминий–кремний». В рамках данного подхода:

– установлено, что изменением электрических параметров ( $I$  - тока разряда,  $U$  - ускоряющего напряжения) и длительности облучения ( $t$ ) ионно-электронным потоком внеэлектродной плазмы расплава можно как замедлять, так и ускорять процессы диффузии примесных атомов в жидком алюминии, протекающие по вакансионному механизму, то есть управлять высотой микрорельефа оптических элементов ( $h$ );

– разработана физико-математическая модель, позволяющая определять распределение концентрации атомов кремния по сечению расплава алюминия, содержащего «вакансии», оценивать глубину легирования ( $h$ ) маскирующего материала в приповерхностную область полупроводника при разных значениях параметров технологического процесса ( $I, U, t$ ).

Однако получение конкретных количественных значений концентраций примесных атомов, длительности облучения, величины  $h$  при заданных  $I$  и  $U$  с помощью разработанной модели представляет собой трудоёмкую, требующую больших затрат времени задачу. Это препятствует её решению в реальном времени, использованию для корректировки технологического процесса легирования поверхности кремния плёнками алюминия при обработке структуры во внеэлектродной плазме и создания тем самым оптического микрорельефа на поверхности кремния. С другой стороны, существующие программные продукты в области компьютерной оптики [18-26] не обладают соответствующими средствами. Поэтому актуальным является создание информационной системы (ИС), решающей вышеперечисленные задачи.

В работе предлагается программное обеспечение (ПО), позволяющее оператору вакуумной установки, в которой установлен генератор внеэлектродной плазмы, проводить автоматизированный расчёт количественных значений указанных параметров с целью определения наилучшего режима для формирования заданной высоты микрорельефа оптических элементов.

Рассматриваемое программное обеспечение предназначено для автоматизированного расчёта концентрационных профилей атомов полупроводника и «вакансий» в расплаве при обработке структуры «металл – полупроводник» внеэлектродной плазмой, глубины легирования маскирующего материала в приповерхностную область полупроводника на основе введённых в электронном виде первичных данных о процессе формирования каталитической маски. К первичным данным относятся значения толщины металлической плёнки, времени исследования, коэффициента диффузии «вакансий» ( $D_v$ ), максимальной концентрации атомов полупроводника и начальной концентрации «вакансий» на поверхности расплава ( $C_{v0}$ ), образованной при заданных электрических параметрах ( $I$  и  $U$ ), а также параметров дискретизации. Значение  $C_{v0}$  определяется по выражению

$$C_{v0} = \frac{[J_e(I, U)E_e + J_i^-(I, U)E_i]}{E_a} S,$$

где  $J_e, J_i^-$  – потоки электронов и отрицательных ионов, рассчитываемые по известным, громоздким формулам [13];  $E_e, E_i, E_a$  – энергии электронов, отрицательных ионов и активации «вакансий» соответственно;  $S$  – площадь поверхности, обрабатываемой в плазме.

Основные функции программы:

- расчёт и построение концентрационных профилей атомов полупроводника в расплаве;

- расчёт и построение концентрационных профилей «вакансий» в расплаве;

- расчёт глубины легирования маскирующего материала в приповерхностную область полупроводника;

- заполнение первичных данных о режиме формирования каталитической маски в случае, если этот режим уже использовался оператором и оператор ранее заполнял эти данные;

- построение концентрационных профилей атомов полупроводника и «вакансий» в расплаве в логарифмическом масштабе;

- расчёт времени облучения структуры металл – полупроводник для достижения заданных глубины легирования и концентрации атомов полупроводника в слое расплава;

- визуализация концентрационных профилей в цвете;

- масштабирование при построении зависимостей;

- генерация и сохранение на диске файла формата bitmap, содержащего изображение концентрационных профилей;

- определение и визуальный контроль конкретных значений концентраций атомов полупроводника и «вакансий» в расплаве непосредственно на построенных зависимостях;

- формирование базы данных материалов, образующих структуру «металл – полупроводник», с возможностью ввода, сохранения, удаления, редактирования значений параметров.

Программное обеспечение разработано на основе результатов численного решения системы уравнений диффузии второго порядка с начальными и граничными условиями, описывающих процесс растворения кремния в расплаве алюминия при наличии в нём потока «вакансий», формируемых в процессе обработки структуры «алюминий – кремний» внеэлектродной плазмой (рис.1, а, б, в) [13].

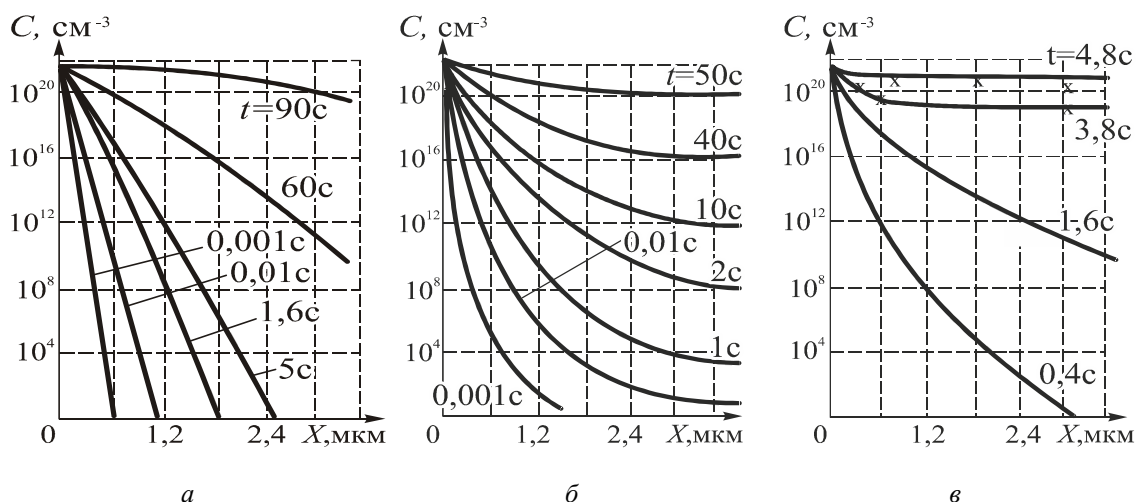


Рис.1. Распределение концентрации атомов кремния по сечению расплава алюминия:  
 а –  $C_{v0}=10^{18} \text{ см}^{-3}$ ; б –  $C_{v0}=3 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$ ; в –  $C_{v0}=5 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$ . Для всех случаев  $D_v=5 \cdot 10^{-4} \text{ см}^2/\text{с}$   
 (непрерывные линии описывают решения системы уравнений диффузии (6.7) из монографии [13];  
 на рис.1, в малым  $x$  обозначены экспериментальные значения величины концентрации атомов кремния,  
 измеренные на рентгеновском микроанализаторе MAP-2)

Использование предлагаемого программного обеспечения позволило повысить на порядки скорость расчёта концентрационных профилей и глубины легирования маскирующего материала в приповерхностную область полупроводника, а также сократить время построения зависимостей и определения нужного режима обработки структуры «металл – полупроводник» потоком внеэлектродной плазмы до нескольких десятков секунд. Программа значительно снижает нагрузку на оператора, предоставляя удобную среду для исследования процессов формирования каталитической маски и определения режимов обработки структур «металл – полупроводник» во внеэлектродной плазме.

В целях обеспечения сопряжения ИС с технологической установкой, в которой установлен газоразрядный прибор, генерирующий потоки внеэлектродной плазмы, и учитывая функции программы и формат первичных данных, для разработки ПО был выбран объектно-ориентированный язык программирования Delphi 7, предназначенный для работы в операционных системах Windows 9x, Windows NT и выше. Приложения, написанные на Delphi 7, отличаются высокой производительностью графического ин-

терфейса и низкими требованиями к ресурсам персонального компьютера [27]. Следовательно, для работы данного ПО достаточно персонального компьютера, технические характеристики которого удовлетворяют минимальным требованиям функционирования операционной системы и который имеет параллельный или последовательный порт для подключения внешних устройств.

Программное обеспечение, создаваемое в Delphi, состоит из нескольких элементов, объединенных в проект.

Рассматриваемое ПО состоит из трёх основных модулей, объединённых общей оболочкой, которая выполняет функции интерфейса пользователя и включает в себя ряд окон, содержащих различные элементы управления и ввода данных. Программа имеет защиту от ввода некорректных параметров материала и временных констант. В случае ввода некорректных данных пользователю выдаётся соответствующее сообщение. С целью упрощения ввода данных и предотвращения их некорректных значений предусмотрена возможность сохранения введённых параметров материалов и выбора этих значений из сформированной базы.

Основные модули программы осуществляют следующие функции:

- расчёт концентрационных профилей «вакансий» и атомов полупроводника в расплаве;
- расчёт времени облучения структуры «металл – полупроводник» для достижения заданных глубины легирования

и концентрации атомов полупроводника в слое расплава;

- построение соответствующих зависимостей.

Пример графика зависимости концентрации атомов полупроводника в расплаве от глубины залегания приведён на рис. 2.

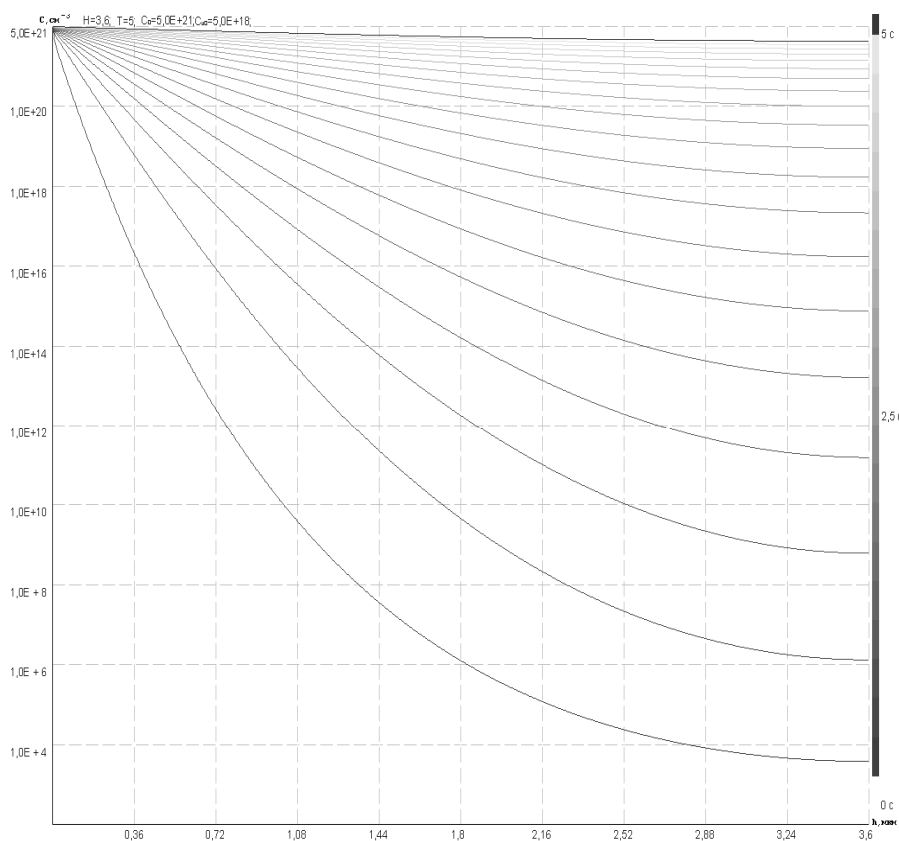


Рис.2. Вид графика временных зависимостей  $C=f(h)$

Соответствие данных зависимостей концентрационным профилям, представленным на рис.1, б, в, свидетельствует об адекватности разработанного программного обеспечения имеющимся теоретическим и экспериментальным результатам.

Разработанное ПО позволяет осуществлять расчёт времени облучения структуры «алюминий – кремний», необходимого для достижения в легированном слое толщиной  $h$  требуемого значения концентрации атомов полупроводника.

Представленные возможности и структура программы позволяют выполнить её сопряжение с технологической установкой, содержащей газоразрядный

прибор, формирующий внеэлектродную плазму. Информационная система обеспечивает корректировку параметров процесса легирования поверхности полупроводника плёнками металла и создание оптического микрорельефа на поверхности кремния в режиме реального времени. Указанное является логическим продолжением проделанной работы.

Работа выполнена при поддержке грантов Президента Российской Федерации для поддержки ведущих научных школ НШ-4128.2012.9 и молодых российских ученых – докторов наук МД-1041.2011.2, а также Российского фонда

фундаментальных исследований (проект № 12-07-33018 мол\_а\_вед).

Авторы выражают благодарность доктору физ.-мат. наук, профессору Д.Л. Головашкину за эффективные и полезные консультации при обсуждении структуры данной статьи.

### Библиографический список

1. Попов, В.В. Материалы и методы для создания плоских фокусирующих элементов [Текст] / В.В. Попов // Компьютерная оптика. – 1987. – №1. – С. 160-162.
2. A method for the diffractive microrelief forming using the layered photoresist growth [Text] / A. V. Volkov, N.L. Kazanskiy, O.Yu. Moiseyev [et al.] // Optics and Lasers in Engineering. – 1998. – Vol. 29. – №№ 4-5. – P. 281-288.
3. Технология изготовления непрерывного микрорельефа дифракционных оптических элементов [Текст] / А.В. Волков, Н.Л. Казанский, В.А. Сойфер [и др.] // Компьютерная оптика. – 1997. – № 17. – С. 91-93.
4. Волков, А.В. Исследование технологии плазменного травления для получения многоуровневых дифракционных оптических элементов [Text] / А.В. Волков, Н.Л. Казанский, О.Е. Рыбаков // Компьютерная оптика. – 1998. – № 18. – С. 130-133.
5. Formation of diffractive microrelief on diamond film surface [Text] / V.S. Pavelyev, S.A. Borodin, N.L. Kazanskiy [et al.] // Optics & Laser Technology. – 2007. – Vol. 39. – № 6. – P.1234-1238.
6. Методы изготовления элементов дифракционной оптики резанием на станках с ЧПУ [Текст] / С.Р. Абульханов, Н.Л. Казанский, Л.Л. Досколович [и др.] // СТИН. – 2011. – № 9. – С.20-27.
7. Волков, А.В. Разработка технологии получения дифракционного оптического элемента с субмикронными размерами рельефа в кремниевой пластине [Текст] / А.В. Волков, Н.Л. Казанский, О.Е. Рыбаков // Компьютерная оптика. – 1998. – № 18. – С. 133-138.
8. Волков, А.В. Формирование микрорельефа с использованием халькогенидных стеклообразных полупроводников [Текст] / А.В. Волков, Н.Л. Казанский, О.Ю. Моисеев // Компьютерная оптика. – 2002. – № 24. – С. 74-77.
9. Казанский, Н.Л. Исследование особенностей процесса анизотропного травления диоксида кремния в плазме газового разряда высоковольтного типа [Текст] / Н.Л. Казанский, В.А. Колпаков, А.И. Колпаков // Микроэлектроника. – 2004. – Том 33. – №3. – С. 209-224.
10. Bezus, E.A. Evanescent-wave interferometric nano-scale photolithography using guided-mode resonant gratings [Text] / E.A. Bezus, L.L. Doskolovich, N.L. Kazanskiy // Microelectronic Engineering. – 2011. – Vol. 88. – № 2. – P. 170–174.
11. Безус, Е.А. Формирование интерференционных картин затухающих электромагнитных волн для наноразмерной литографии с помощью волноводных дифракционных решеток [Текст] / Е.А. Безус, Л.Л. Досколович, Н.Л. Казанский // Квантовая электроника. – 2011. – Т. 41. – № 8. – С. 759-764.
12. Создание криволинейных дифракционных решеток для ультрафиолетового диапазона [Текст] / Д.В. Нестеренко, С.Д. Полетаев, О.Ю. Моисеев [и др.] // Изв. Самарского научного центра РАН. – 2011. – Т. 13. – № 4. – С. 66-71.
13. Казанский, Н.Л. Формирование оптического микрорельефа во внеэлектродной плазме высоковольтного газового разряда [Текст]/Н.Л.Казанский, В.А. Колпаков. – М.: Радио и связь, 2009. – 220 с.
14. Kazanskiy, N. L. Studies into a Mechanism of Catalytic Mask Generation in Irradiation of an Al-Si Structure with High-Voltage Gas-Discharge Particles [Text] / N. L. Kazanskiy, V.A. Kolpakov, A.I. Kolpakov // Optical Memory and Neural Networks. – 2005. – Vol. 14(3). – P. 151-159.
15. Казанский, Н.Л. Исследование механизмов формирования каталитической маски при облучении структуры алюминий-кремний частицами газового разряда высоковольтного типа [Текст] / Н.Л. Казанский, А.И. Колпаков, В.А. Кол-

паков // Компьютерная оптика. – 2002. – № 24. – С. 84-90.

16. Колпаков, А.И. Исследование механизмов формирования каталитической маски микрорельефа оптических элементов при облучении структуры Al-Si частицами газового разряда высоковольтного типа [Текст] / А.И. Колпаков, Н.Л.Казанский, В.А. Колпаков // Тр. Междунар. конф. «Математическое моделирование». – Самара, – 2001. – С. 133-135.

17. Колпаков, В.А. Исследование эффекта увлечения атомов кремния «вакансиями», возникающими в расплаве алюминия при облучении его поверхности ионно – электронным потоком [Текст] / В.А. Колпаков, А.И. Колпаков // Письма в ЖТФ. – 1999. – Т.25. – Вып. 15. – С. 58-65.

18. Казанский, Н.Л. Комплекс программ анализа дифракционных характеристик фокусаторов [Текст] / Н.Л. Казанский, Е.Б. Самолинова // Компьютерная оптика. – 1989. – Вып.5. – С.38-43.

19. Голуб, М.А. Структура комплекса программ синтеза элементов компьютерной оптики [Текст] / М.А. Голуб, Н.Л. Казанский, М.В. Шинкарев // Компьютерная оптика. – 1989. – Вып.5. – С.43-48.

20. Kazanskiy, N.L. Computer-aided design of diffractive optical elements [Text] / N.L. Kazanskiy, V.V. Kotlyar, V.A. Soifer // Optical Engineering. – 1994. – Vol.33. – № 10. – P.3156-3166.

21. Software on diffractive optics and computer generated holograms [Text] /

L.L. Doskolovich, M.A. Golub, N.L. Kazanskiy [et al.] // Proceedings of SPIE. – 1995. – Vol.2363. – P.278-284.

22. Программный комплекс для расчета дифракционных оптических элементов с использованием высокоскоростных вычислительных средств [Текст] / С.Г. Волоотовский, Н.Л. Казанский, П.Г. Серафимович [и др.] // Компьютерная оптика. – 2001. – № 22. – С. 75-79.

23. Казанский, Н.Л. Исследовательский комплекс для решения задач компьютерной оптики [Текст] / Н.Л. Казанский // Компьютерная оптика. – 2006. – № 29. – С. 58-77.

24. Golovashkin, D.L. Solving Diffractive Optics Problem using Graphics Processing Units [Text] / D.L. Golovashkin and N.L. Kazanskiy // Optical Memory and Neural Networks (Information Optics). – 2011. – Vol. 20. – No. 2. – P. 85–89.

25. Казанский, Н.Л. Исследовательско-технологический центр дифракционной оптики [Текст] / Н.Л. Казанский // Изв. Самарского научного центра РАН. – 2011. – Т. 13. – № 4. – С. 54-62.

26. Kazanskiy, Nikolay L. Research and education center of diffractive optics [Text] / Nikolay L. Kazanskiy // Proceedings of SPIE. – 2012. – Vol. 8410. – 84100R. – DOI: 10.1117/12.923233.

27. Еламова, Н.З. DELPHI 7: Первый взгляд [Текст]/ Н.З. Еламова // Компьютер пресс. – 2002. – № 10. – С. 168-172.

## SOFTWARE FOR INVESTIGATING THE PROCESS OF CATALYTICAL MASKING LAYER FORMATION

© 2013 V. A. Kolpakov, A. A. Bonyachuk

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

Based on the received numerical solution we have developed software which allows conducting automatic calculation of semiconductor atom concentric profiles and «vacancies» in the melt when the «metal - semiconductor» structure is treated by off-electrode plasma. It also makes it possible to determine the depth of alloying of the masking layer into the semiconductor subsurface (depth of the optical micropattern).

*Diffusion, algorithm, software, metal-semiconductor, «vacancy», extra-electrode plasma, diffractive optical micropattern.*

### Информация об авторах

**Колпаков Всеволод Анатольевич**, доктор физико-математических наук, профессор кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kolpakov683@gmail.com](mailto:kolpakov683@gmail.com), [kolpakov@ssau.ru](mailto:kolpakov@ssau.ru). Область научных интересов: ионно-плазменные технологии обработки материалов, технологические процессы микро- и нанoeлектроники, дифракционной оптики.

**Бонячук Александр Александрович**, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sprinu@mail.ru](mailto:sprinu@mail.ru). Область научных интересов: ионно-плазменные технологии обработки материалов.

**Kolpakov Vsevolod Anatol'evich**, doctor of physics and mathematics, professor of the department of design and technology of electronic systems and devices, Samara State Aerospace University (National Research University). E-mail: [kolpakov683@gmail.com](mailto:kolpakov683@gmail.com), [kolpakov@ssau.ru](mailto:kolpakov@ssau.ru). Area of research: ion-plasma technologies of material processing, processes of micro-and nanoelectronics, diffractive optics.

**Bonyachuk Alexander Alexandrovich**, undergraduate student, Samara State Aerospace University (national research university). E-mail: [sprinu@mail.ru](mailto:sprinu@mail.ru). Area of research: ion-plasma technologies of material processing.

УДК 535.42

## ФОРМИРОВАНИЕ СВЕТОВЫХ ШАРОВ НА ОСНОВЕ ВСТРЕЧНОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ОСТРОСФОКУСИРОВАННЫХ ПУЧКОВ С РАЗЛИЧНОЙ ПОЛЯРИЗАЦИЕЙ

© 2013 С. Н. Хонина, А. В. Устинов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрено формирование сферических распределений интенсивности на основе встречной интерференции острогофокусированных вихревых пучков с различной поляризацией. Формирование трёхмерных распределений осуществляется простым способом с помощью оптимизации ширины и положения одной кольцевой диафрагмы. Для узкой диафрагмы оптимальные параметры вычисляются аналитически, а для широкой диафрагмы – дополнительно численно корректируются. Показано, что в зависимости от поляризации, порядка вихревой сингулярности и дополнительного фазового набег в одном из пучков можно формировать как цельные, так и полые световые шары субволнового радиуса, состоящие из различных компонентов электрического поля.

*Острая фокусировка, встречная интерференция, трёхмерное субволновое распределение интенсивности, поляризация, вихревая фазовая функция.*

### Введение

Формирование заданных трёхмерных распределений интенсивности острогофокусированного лазерного излучения актуально в задачах оптического захвата и манипулирования, микроскопии и записи данных [1-3]. Для уменьшения поперечного размера фокального пятна используется острая фокусировка с использованием высокоапертурных объективов. Однако продольный размер фокального пятна  $\Delta z \approx 1n/NA^2$  ( $\lambda$  - длина волны,  $n$  – показатель преломления среды,  $NA$  – числовая апертура фокусирующей системы) даже в предельном случае оказывается в два раза больше поперечного  $\Delta r \approx 1/(2NA)$ .

Трёхмерный анализ формируемых полей значительно упрощается, когда вклад одного из компонентов электрического поля значительно превышает остальные. Добиться такого фактически скалярного режима можно различными способами. В частности, для радиальной поляризации наложение узкой кольцевой диафрагмы [4], пропускающей в основном периферийные лучи, или дополнение линзы аксиконом [5] максимизирует вклад продольного компонента. Однако в обоих

случаях ещё больше уменьшается поперечный размер фокального пятна и увеличивается продольный размер.

Для решения этой проблемы были предложены различные способы, в большинстве своем основанные на эффекте интерференции [6-9]. Кроме того, в этом случае можно аннулировать вклад определённых компонентов в фокальной (или другой заданной) плоскости при использовании интерференции встречных пучков.

На данный момент разработано множество оптических схем, реализующих тот или иной тип интерференции встречных пучков. Среди них можно выделить несколько основных типов, использующих конфокальную линзовую систему или отражение от зеркала [8-10].

В каждом случае можно добиться избирательного сложения или вычитания соответствующих компонентов электромагнитного поля у встречных пучков в определённой плоскости за счёт фазовой модуляции [11, 12], выбора поляризации [13, 14] или специальных отражающих и преломляющих элементов [9, 15, 16].



### 1. Компонентный анализ остросфокусированного вихревого электрического поля

При острой фокусировке поле в фокальной плоскости:

$$\mathbf{E}(r, j, z) = -\frac{if}{l} \int_0^a \int_0^{2p} B(q, f) T(q) \times \mathbf{P}(q, f) \exp[ik(r \sin q \cos(f-j) + z \cos q)] \sin q dq df, \quad (1)$$

где  $(\rho, \phi, z)$  – цилиндрические координаты фокальной области;  $(\theta, \phi)$  – сфериче-

$$\mathbf{P}_d(q, f) = \begin{bmatrix} 1 + \cos^2 f (\cos q - 1) & \sin f \cos f (\cos q - 1) & \cos f \sin q \\ \sin f \cos f (\cos q - 1) & 1 + \sin^2 f (\cos q - 1) & \sin f \sin q \\ -\sin q \cos f & -\sin q \sin f & \cos q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} c_x(f) \\ c_y(f) \\ c_z(f) \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Используя связь декартовых и цилиндрических проекций:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{e}_r \\ \mathbf{e}_\phi \\ \mathbf{e}_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos f & \sin f & 0 \\ -\sin f & \cos f & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{e}_x \\ \mathbf{e}_y \\ \mathbf{e}_z \end{pmatrix}, \quad (3)$$

можно записать (2) для цилиндрических компонентов:

$$\mathbf{P}_c(q, f) = \begin{bmatrix} \cos f \cos q & -\sin f & \cos f \sin q \\ \sin f \cos q & \cos f & \sin f \sin q \\ -\sin q & 0 & \cos q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} c_r(f) \\ c_\phi(f) \\ c_z(f) \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Представление (2) удобно для линейной поляризации, а (4) – для радиальной, азимутальной и круговой поляризации. В связи с поставленной задачей формирования в фокальной плоскости сферических распределений линейную поляризацию рассматривать не будем, т.к. при острой фокусировке она не обладает симметрией в поперечной плоскости.

Для вихревых полей:

$$B(q, f) = R(q) \exp(imf)$$

выражение (1) упрощается:

ские угловые координаты выходного зрачка фокусирующей системы;  $\alpha$  – максимальное значение азимутального угла, связанное с числовой апертурой системы;  $B(\theta, \phi)$  – функция пропускания;  $T(\theta)$  – функция аподизации зрачка (для апланатических систем  $T(\theta) = \sqrt{\cos \theta}$ );  $k = 2\pi/\lambda$  – волновое число;  $\lambda$  – длина волны;  $f$  – фокусное расстояние;  $\mathbf{P}(\theta, \phi)$  – матрица поляризации, которая для декартовых компонентов выглядит следующим образом:

$$\mathbf{E}_m(\rho, \phi, z) = -ikf \times \int_0^\alpha R(\theta) T(\theta) \mathbf{Q}_m(\rho, \phi, \theta) \sin \theta \exp(ikz \cos \theta) d\theta \quad (5)$$

Компоненты вектора  $\mathbf{Q}_m(\rho, \phi, \theta)$  зависят от поляризации  $\mathbf{c}(f)$  падающего пучка и представляют собой суперпозиции функций Бесселя различного порядка.

В частности, при использовании цилиндрических компонентов выражение вектора в (5) имеют следующий вид:

- для радиальной поляризации:

$$\mathbf{Q}_m^{rad,c}(\rho, \phi, \theta) = \frac{i^m e^{im\phi}}{2} \times \begin{bmatrix} i [J_{m+1}(k\rho \sin \theta) - J_{m-1}(k\rho \sin \theta)] \cos \theta \\ [J_{m+1}(k\rho \sin \theta) + J_{m-1}(k\rho \sin \theta)] \cos \theta \\ -2J_m(k\rho \sin \theta) \sin \theta \end{bmatrix}, \quad (6)$$

- для азимутальной поляризации:

$$\mathbf{Q}_m^{az,c}(\rho, \phi, \theta) = -\frac{i^m e^{im\phi}}{2} \times \begin{bmatrix} J_{m+1}(k\rho \sin \theta) + J_{m-1}(k\rho \sin \theta) \\ -i [J_{m+1}(k\rho \sin \theta) - J_{m-1}(k\rho \sin \theta)] \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

- для круговой «±» поляризации:

$$Q_m^{circ\pm,c}(\rho, \varphi, \theta) = \frac{i^m e^{i(m\pm 1)\varphi}}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} J_m(k\rho \sin \theta) - \frac{1}{2} [J_m(k\rho \sin \theta) - J_{m\pm 2}(k\rho \sin \theta)](1 - \cos \theta) \\ \pm i \left\{ J_m(k\rho \sin \theta) - \frac{1}{2} [J_m(k\rho \sin \theta) + J_{m\pm 2}(k\rho \sin \theta)](1 - \cos \theta) \right\} \\ m J_{m\pm 1}(k\rho \sin \theta) \sin \theta \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Представление (5) упрощает анализ трёхмерной структуры в фокальной области. Однако нужно иметь в виду, что для формирования в фокальной области сферического распределения (цельного шара или полый сферы) необходимо наличие на оптической оси ненулевой энергии (иначе распределение интенсивности будет незамкнуто вдоль оптической оси). Таким образом, для рассматриваемых типов поляризаций можно использовать фазовые вихревые функции не выше второго порядка  $|m| \leq 2$ .

### 2. Зеркальная интерференция встречных пучков

На данный момент разработано множество оптических схем, реализующих тот или иной тип интерференции встречных пучков. Среди них можно выделить несколько основных типов, использующих конфокальную линзовую систему или отражение от зеркала [8-10].

В работе [8] описана схема, позволяющая складывать поперечные компоненты двух полей и вычитать продольные компоненты. Если второе поле имеет фазовый сдвиг на  $\pi$ , то, наоборот, продольные компоненты будут складываться, а поперечные – вычитаться [9, 11, 12].

Интерференцию за счёт зеркального отражения (рис. 1) можно в общем виде представить в следующей записи:

$$\begin{aligned} E_{mr}^d(x, y, z) &= \\ &= E_1(x, y, z) + \exp(ib) E_2(x, y, z) = \quad (9) \\ &= \begin{pmatrix} E_{1x}(x, y, z) + e^{ib} E_{1x}(x, y, -z) \\ E_{1y}(x, y, z) + e^{ib} E_{1y}(x, y, -z) \\ E_{1z}(x, y, z) - e^{ib} E_{1z}(x, y, -z) \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

При  $b=\pi$  знаки в выражении (9) меняются на противоположные.

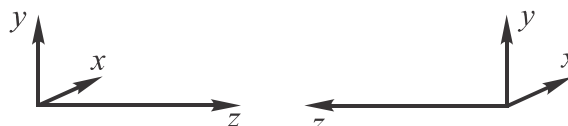


Рис. 1. Системы координат при интерференции встречных пучков за счёт зеркального отражения

Учитывая (3), выражение (9) для цилиндрических координат будет выглядеть аналогично. Для выражения (1) интерференция (9) в цилиндрических координатах принимает следующий вид (при  $b=0$ ):

$$\begin{aligned} E_{mr}^c(r, j, z) &= -\frac{2if}{I} \int_0^a \int_0^{2p} B(q, f) T(q) \times \\ &\times \begin{pmatrix} P_r(q, f) \cos(kz \cos q) \\ P_j(q, f) \cos(kz \cos q) \\ P_z(q, f) \sin(kz \cos q) \end{pmatrix} \times \quad (10) \\ &\times \exp[ikr \sin q \cos(f - j)] \sin q dq df, \end{aligned}$$

где компоненты вектора  $P_1(q, f)$  определяются в соответствии с (4).

При  $b=\pi$  в выражении (10) произойдёт взаимная замена деструктивной и конструктивной интерференции для различных компонентов электрического вектора.

Заметим, что (10) может быть приведено к виду (5), что облегчает расчёты и анализ. Далее проводится анализ интерференции (9) для выбранных типов поляризации при наличии в падающем пучке вихревой фазовой функции определённого порядка.

### 3. Интерференция осесимметричных пучков с различной поляризацией

Данный случай соответствует выражению (5) при  $m=0$  и является наиболее

привлекательным с практической точки зрения, т.к. в этом случае не требуется дополнительных оптических элементов для внесения вихревой фазы в освещающий пучок.

### 3.1. Радиальная поляризация

Для радиальной поляризации при  $m=0$  в интеграле (5) используется следующий вектор:

$$\mathbf{Q}_{m=0}^{rad,c}(\rho, \varphi, \theta) = \begin{bmatrix} iJ_1(k\rho \sin \theta) \cos \theta \\ 0 \\ -J_0(k\rho \sin \theta) \sin \theta \end{bmatrix}. \quad (11)$$

При наложении узкой кольцевой диафрагмы, пропускающей через линзу только периферийные лучи, основной вклад в фокальную область вносит продольный компонент. Таким образом, в данном случае можно анализировать только распределение этого компонента:

$$E_{m=0,z}^{rad}(\rho, \varphi, z) = ikf \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} R(\theta) T(\theta) \times \exp(ikz \cos \theta) J_0(k\rho \sin \theta) \sin^2 \theta d\theta. \quad (12)$$

Далее примем, что  $T(\theta) = \sqrt{\cos \theta}$ ,  $R(\theta) = 1$ .

Чтобы получить определённое 3D распределение, нужно согласовать распределение (12) в различных направлениях.

Поперечное распределение в фокальной плоскости ( $z=0$ ) приближённо определяется следующим образом:

$$E_{m=0,z}^{rad}(\rho) = ikf \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} J_0(k\rho \sin \theta) \sqrt{\cos \theta} \sin^2 \theta d\theta \approx \quad (13)$$

$$\approx ikf (\alpha_2 - \alpha_1) \sqrt{\cos \alpha_c} \sin^2(\alpha_c) J_0(k\rho \sin \alpha_c),$$

где  $\alpha_c = (\alpha_2 + \alpha_1)/2$ .

Продольное распределение на оптической оси ( $\rho=0$ ) также можно приближённо оценить выражением:

$$E_z(z) = ikf \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \exp(ikz \cos \theta) \sqrt{\cos \theta} \sin^2 \theta d\theta \approx \quad (14)$$

$$\approx \frac{f}{z} \sqrt{\cos \alpha_c} \sin(\alpha_c) [\exp(ikz \cos \alpha_1) - \exp(ikz \cos \alpha_2)].$$

Определим нулевое значение амплитуды в поперечном и продольном направлениях:

$$\rho_{0,z} = \frac{2,4}{k \sin \alpha_c}, \quad (15)$$

$$z_0 = \frac{\pi}{k \sin \alpha_c \sin(\Delta/2)}, \quad (16)$$

где  $\Delta = \alpha_2 - \alpha_1$ .

Сравнивая выражения (15) и (16), приходим к выводу, что поперечный размер всегда меньше продольного, поэтому с использованием одного узкого кольца получить шаровидное распределение невозможно.

Чтобы сузить продольную протяжённость фокуса, можно использовать интерференцию встречных пучков. Поперечные компоненты в рассматриваемом случае имеют мало энергии. Поэтому для формирования шара нужно следить, чтобы складывались продольные компоненты. Для этого можно использовать любую из схем (9) или (10) при  $b=\pi$ . Тогда продольное распределение  $z$ -компонента изменится следующим образом:

$$E_{m=0,z}^{rad}(z) = ikf \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \cos(kz \cos \theta) \sqrt{\cos \theta} \sin^2 \theta d\theta \approx \quad (17)$$

$$\approx ikf \Delta \sqrt{\cos \alpha_c} \sin^2(\alpha_c) \cos(kz \cos \alpha_c)$$

и вместо (16) получим

$$z_0 = \frac{\pi}{2k \cos \alpha_c}. \quad (18)$$

Приравнивая (15) и (18), получаем условие расположения центра узкой кольцевой апертуры, обеспечивающее формирование в фокальной плоскости светового шара:

$$\tan \alpha_c = 1,53 \Rightarrow \alpha_c = 56,8^\circ. \quad (19)$$

Для фокусирующей линзы с  $R=100\lambda$  и  $f = 101\lambda$  угол (19) соответствует радиусу:

$$r_c = f \sin \alpha_c \approx 83\lambda. \quad (20)$$

На рис. 2 приведены распределения интенсивности при радиальной поляризации падающего пучка в фокальной плоскости (рис. 2, а) и вдоль оптической оси (рис. 2, б) в случае расположения узкой кольцевой диафрагмы размером  $\Delta=\lambda$  по

радиусу (20) и использовании схемы (9) при  $b=\pi$ . Как видно из рис. 2, б, вдоль оптической оси формируется целая цепочка световых шаров субволнового радиуса  $\rho_{ball} = 0,44\lambda$ .

Заметим, что в этом случае в связи с узостью кольцевой апертуры интенсивность в каждом из световых шаров очень мала. Однако выкладки, приведённые выше, можно приближённо применить и для более широких кольцевых диафрагм.

На рис. 2, в, г приведены результаты в случае расположения кольцевой диафрагмы размером  $\Delta=10\lambda$  по радиусу согласно (20).

Из рис. 2, г видно, что количество ярких световых шаров на оптической оси уменьшается. Этот факт невозможно предсказать, используя формулу (17). Поэтому используем более точное по сравнению с (17) выражение для осевой интенсивности:

$$E_{m=0,z}^{rad}(z) \approx \frac{if}{z} \sqrt{\cos \alpha_c} \sin \alpha_c [\sin(kz \cos \alpha_1) - \sin(kz \cos \alpha_2)] = \frac{2if}{z} \sqrt{\cos \alpha_c} \sin \alpha_c \cos(kz \cos \alpha_c \cos(\Delta/2)) \sin(kz \cos \alpha_c \sin(\Delta/2)). \tag{21}$$

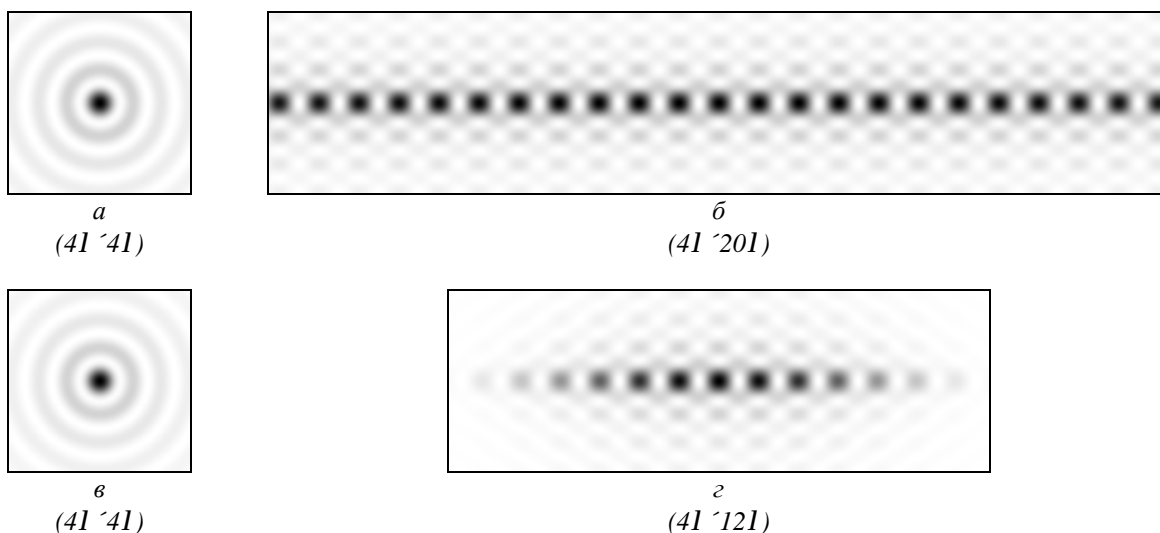


Рис. 2. Распределение интенсивности при радиальной поляризации в фокальной плоскости (а, в) и вдоль оптической оси (б, г) при увеличении размеров кольцевой диафрагмы, расположенной на оптимальном радиусе  $r_c = 83\lambda$ :  $D=1$  (а, б),  $D=101$  (в, г)

Из выражения (21) получается нулевое значение амплитуды в продольном направлении:

$$z_0 = \frac{\pi}{2k \cos \alpha_c \cos(\Delta/2)}. \tag{22}$$

Приравнявая (15) и (22), получаем условие на два параметра – ширину и расположение центра кольцевой апертуры, обеспечивающее формирование в фокальной плоскости светового шара:

$$\tan \alpha_c = 1,53 \cos(\Delta/2). \tag{23}$$

Задавая один из параметров, можно из соотношения (23) получить другой. На

рис. 3, а показана зависимость значения  $\alpha_c$  от ширины кольцевой апертуры  $\Delta$ , а на рис. 3, б показано значение верхней границы кольцевой апертуры  $\alpha_c + \Delta/2$ .

Из рис. 3 следует, что при использовании полной апертуры ( $\Delta = 90^\circ$ ) формирование сферического распределения невозможно, т.к. в этом случае для выполнения условия (23) верхняя граница кольцевой апертуры  $\alpha_c + \Delta/2 > 90^\circ$  (рис. 3, б). Максимально возможная ширина кольцевой апертуры, определяемая из выражения (23):

$$\Delta_{\max} = 81,7^\circ; \alpha_{c,\max} = 49^\circ. \quad (24)$$

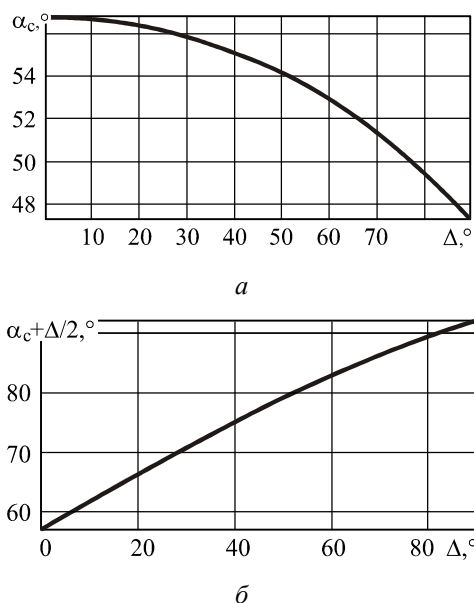


Рис. 3. Графическое решение уравнения (23): а - зависимость значения  $\alpha_c$  от ширины кольцевой апертуры  $D$ ; б - значение верхней границы кольцевой апертуры  $\alpha_c + \Delta/2$

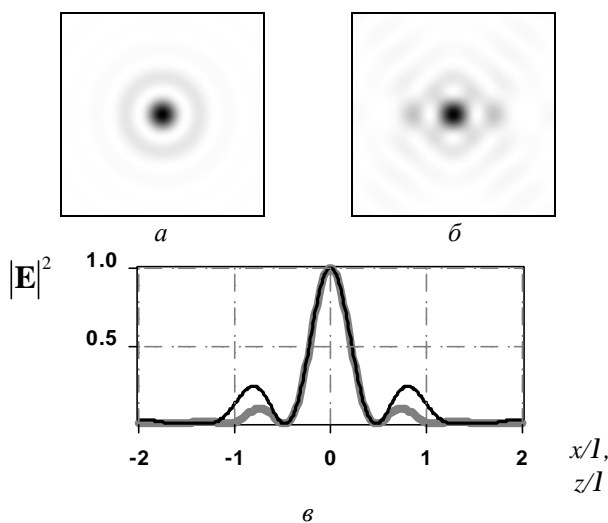


Рис. 4. Распределение интенсивности при радиальной поляризации для  $D=55l, r_c = 72,5l$  (интерференция (9) при  $b=p$ ): а - поперечное распределение в фокусе  $E(x, y, 0)$  (41 ~ 41); б - продольное распределение в фокальной области  $E(x, 0, z)$  (41 ~ 41); в - сечение в фокальной плоскости по оси  $x$  (серая линия)  $FWHM(x)=0,44l$  и вдоль оптической оси (чёрная линия)  $FWHM(z)=0,44l$

Нужно отметить, что выражения (21)-(24) были получены для не слишком широких кольцевых диафрагм ( $\Delta < 20^\circ$ ). Для широких диафрагм оптимальные раз-

меры, обеспечивающие эффективное формирование сферических распределений, подбирались численно.

На рис. 4 приведены результаты формирования светового шара субволнового радиуса  $\rho_{ball} = 0,44\lambda$  с высокой эффективностью за счёт использования широкой кольцевой диафрагмы  $\Delta=55\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 72,5\lambda$  ( $\alpha_c = 46^\circ$ ).

С учётом того, что в численных расчётах  $\alpha_{2,\max} = 82^\circ$ , положение центра апертуры оказалось близким к предсказанному согласно (23) и приведённому в (24).

Сформированный световой шар (рис. 4) полностью состоит из продольного компонента электрического поля и окружён небольшим по энергии распределением из поперечных компонентов.

### 3.2. Азимутальная поляризация

Для азимутальной поляризации при  $m=0$  в интеграле (5) используется следующий вектор:

$$Q_{m=0}^{az,c}(\rho, \varphi, \theta) = \begin{bmatrix} 0 \\ iJ_1(k\rho \sin \theta) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

из которого видно, что вдоль оптической оси не имеется энергии и поэтому сформировать сферическое распределение невозможно.

Однако такое распределение удобно для формирования протяжённых цилиндрических распределений [17].

### 3.3. Круговая поляризация

В этом случае энергия продольного компонента невелика по сравнению с поперечными компонентами. Чтобы получить световой шар, нужно суммировать поперечные компоненты, т.е. использовать интерференцию (9) при  $b=0$ .

В случае узкой кольцевой апертуры первый ноль в продольном распределении будет таким же, как в (18).

Для круговой «±» поляризации при  $m=0$  в интеграле (5) используется следующий вектор:

$$Q_{m=0}^{circ\pm,c}(\rho, \varphi, \theta) = \frac{e^{\pm i\varphi}}{\sqrt{2}} \left[ \begin{array}{c} J_0(k\rho \sin \theta) - \frac{1}{2} [J_0(k\rho \sin \theta) - J_{\pm 2}(k\rho \sin \theta)](1 - \cos \theta) \\ \pm i \left\{ J_0(k\rho \sin \theta) - \frac{1}{2} [J_0(k\rho \sin \theta) + J_{\pm 2}(k\rho \sin \theta)](1 - \cos \theta) \right\} \\ m J_{\pm 1}(k\rho \sin \theta) \sin \theta \end{array} \right]. \quad (26)$$

Зависимость радиального и азимутального компонентов в (26) от радиуса можно переписать следующим образом:

$$0,5 [J_0(t)(\cos \theta + 1) + J_{\pm 2}(t)(1 - \cos \theta)],$$



$$0,5 [J_0(t)(\cos \theta + 1) - J_{\pm 2}(t)(1 - \cos \theta)].$$

Отсюда видно, что азимутальный компонент соответствует в фокальной плоскости световому пятну меньшего размера. Поэтому будем анализировать именно его:

$$E_{m=0,\varphi}^{circ\pm}(\rho) = \pm \frac{kf}{\sqrt{2}} \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \left\{ J_0(k\rho \sin \theta) + \frac{1}{2} [J_0(k\rho \sin \theta) + J_{\pm 2}(k\rho \sin \theta)](\cos \theta - 1) \right\} \sqrt{\cos \theta} \sin \theta d\theta \approx$$

$$\approx \pm \frac{kf \Delta}{\sqrt{2}} \sqrt{\cos \alpha_c} \sin(\alpha_c) \left\{ J_0(k\rho \sin \alpha_c) + \frac{1}{2} [J_0(k\rho \sin \alpha_c) + J_{\pm 2}(k\rho \sin \alpha_c)](\cos(\alpha_c) - 1) \right\}. \quad (27)$$

Таблица 1. Распределение интенсивности при круговой «±» поляризации для кольцевой апертуры шириной Δ=40λ, с центральным радиусом r<sub>c</sub> = 80λ (интерференция (9) при b=0)

	$ \mathbf{E} ^2$	$ E_r ^2$	$ E_j ^2$	$ E_z ^2$
Поперечное распределение $\mathbf{E}(x, y, 0)$ 				
Продольное распределение $\mathbf{E}(x, 0, z)$ 				

Если пренебречь в (27) слагаемым, пропорциональным функции Бесселя второго порядка, то положение первого нуля ρ<sub>0</sub> будет как в (15).

В табл. 1 и на рис. 5 приведены результаты формирования светового шара субволнового радиуса ρ<sub>ball</sub> = 0,44λ с вы-

сокой эффективностью с использованием круговой поляризации. Оптимальные размеры кольцевой апертуры Δ=40λ, r<sub>c</sub> = 80λ были подобраны численно с целью согласования продольного и поперечного размера светового шара в общей интенсивности, а не в отдельных компонентах.

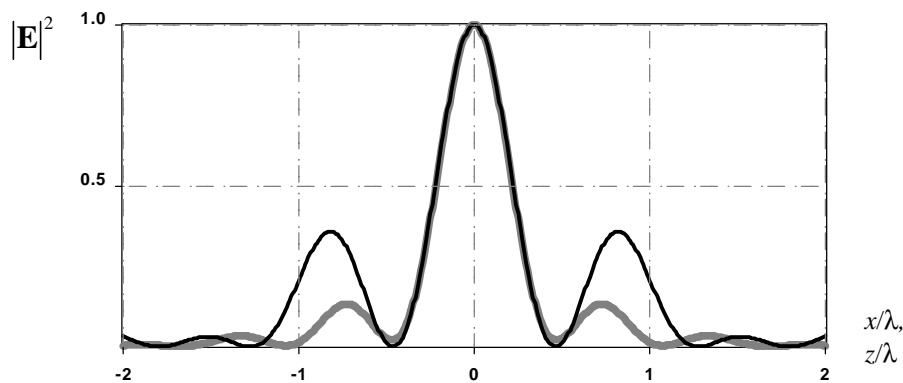


Рис. 5. Сечение общей нормированной интенсивности (интерференция (9) при  $b=0$ , круговая «±» поляризация без фазовых вихрей  $m=0$ ) в фокальной плоскости по радиусу (серая линия) и вдоль оптической оси (чёрная линия) для кольцевой апертуры шириной  $D=40\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 80\lambda$ :  $FWHM(x)=FWHM(z)=0,441$

Везде далее отсутствие распределения в некоторых ячейках таблиц означает отсутствие в данном компоненте световой энергии.

Как следует из полученных результатов, с помощью круговой поляризации можно сформировать световой шар того же размера, что и при использовании радиальной поляризации. При этом нужно отметить, что круговая поляризация проще в реализации, чем радиальная.

#### 4. Интерференция вихревых пучков с различной поляризацией

Рассмотрим выражение (5) при  $m=\pm 1$ , что соответствует внесению в пучок вихревой фазы. Это требует использования дополнительных оптических элементов, однако существенно расширяет возможности трёхмерного формирования.

##### 4.1. Радиальная поляризация

Для радиальной поляризации при наличии фазовой вихревой функции первого порядка  $m=\pm 1$  в интеграле (5) используется следующий вектор:

$$\mathbf{Q}_{m=\pm 1}^{rad,c}(\rho, \phi, \theta) = \frac{e^{\pm i\phi}}{2} \begin{bmatrix} [J_0(k\rho \sin \theta) - J_2(k\rho \sin \theta)] \cos \theta \\ \pm i [J_0(k\rho \sin \theta) + J_2(k\rho \sin \theta)] \cos \theta \\ -2iJ_1(k\rho \sin \theta) \sin \theta \end{bmatrix} \quad (28)$$

Как следует из (28), интенсивность радиального компонента пропорциональна  $[J_0(t) - J_2(t)]^2$ , а азимутального -  $[J_0(t) + J_2(t)]^2$ . При использовании узкой кольцевой апертуры, учитывая, что:

$$J_{n+1}(t) = 2nJ_n(t)/t - J_{n-1}(t), \quad (29)$$

радиус первого нуля для азимутального компонента определяется корнем функции Бесселя первого порядка  $J_0(t) + J_2(t) = 2J_1(t)/t$  и равен:

$$\rho_{0,\phi} = \frac{3.83}{k \sin \alpha_c}. \quad (30)$$

Учитывая, что:

$$2J'_n(t) = J_{n-1}(t) - J_{n+1}(t), \quad (31)$$

радиус первого нуля для радиального компонента определяется максимумом функции Бесселя первого порядка  $J_0(t) - J_2(t) = 2J'_1(t)$  и равен:

$$\rho_{0,r} = \frac{1.84}{k \sin \alpha_c}. \quad (32)$$

Сравнение выражений (30) и (32) показывает, что размер светового пятна для радиального компонента значительно меньше, чем для азимутального.

Чтобы получить световой шар наименьшего размера, нужно использовать интерференцию (9) при  $b=0$ . Тогда для радиального компонента будет формироваться световой шар малого размера:

$$E_{m=\pm 1,r}^{rad}(\rho) = \pm e^{\pm i\varphi} \frac{kf}{2} \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} [J_0(k\rho \sin \theta) - J_2(k\rho \sin \theta)] \times \cos \theta \sqrt{\cos \theta} \sin \theta d\theta \approx \pm e^{\pm i\varphi} \frac{kf \Delta}{2} (\cos \alpha_c)^{3/2} \sin \alpha_c J_1'(k\rho \sin \alpha_c). \tag{33}$$



Согласование выражений (32) и (18) в условиях узкой кольцевой апертуры позволяет определить её центральный радиус:

$$\tan \alpha_c = 1,17 \Rightarrow \alpha_c = 49,5^\circ; \tag{34}$$

$$r_c = 76,8\lambda.$$

Для более широкой апертуры согласование выполнялось численно, но оказалось достаточно близко к значению, предсказанному согласно (34). В табл. 2 и на рис. 6 приведены результаты формирования светового шара субволнового радиуса в радиальном компоненте  $\rho_{r,ball} = 0,38\lambda$  для вихревого пучка с радиальной поляризацией. Оптимальные размеры кольцевой апертуры  $\Delta = 50\lambda$ ,  $r_c = 75\lambda$  были подобраны численно с целью согласования продольного и поперечного размера светового шара в радиальном компоненте.

Таблица 2. Распределение интенсивности при радиальной поляризации с фазовым вихрем порядка  $m=1$  для кольцевой апертуры шириной  $\Delta=50\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 75\lambda$  (интерференция (9) при  $b=0$ )

	$ \mathbf{E} ^2$	$ E_r ^2$	$ E_j ^2$	$ E_z ^2$
Поперечное распределение $\mathbf{E}(x, y, 0)$ 				
Продольное распределение $\mathbf{E}(x, 0, z)$ 				

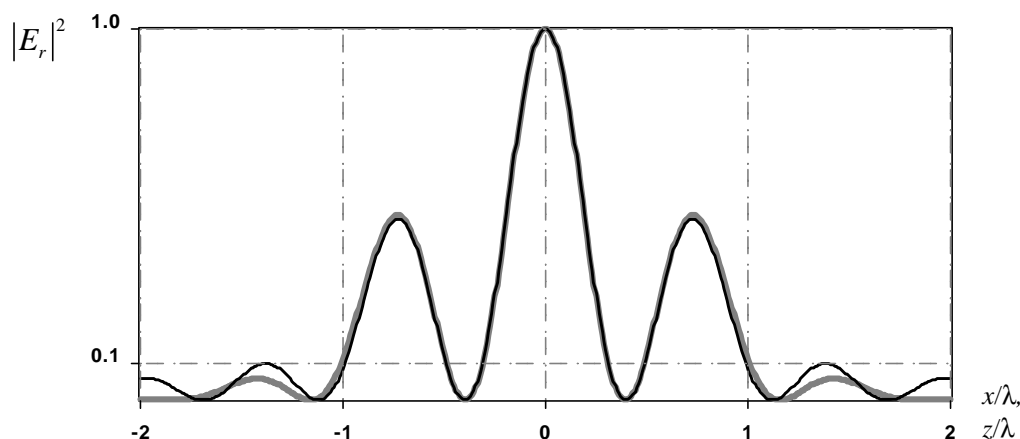




Рис. 6. Сечение нормированной интенсивности радиальной компоненты (интерференция (9) при  $b=0$ , радиальная поляризация с фазовым вихрем порядка  $m=1$ ) в фокальной плоскости по радиусу (серая линия) и вдоль оптической оси (чёрная линия) для кольцевой апертуры шириной  $D=50\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 75\lambda$ :  $FWHM(r)=FWHM(z)=0,38\lambda$



Таблица 3. Распределение интенсивности при радиальной поляризации с фазовым вихрем порядка  $m=1$  для кольцевой апертуры шириной  $\Delta=79\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 60,5\lambda$  (интерференция (9) при  $b=\pi$ )

	$ \mathbf{E} ^2$	$ E_r ^2$	$ E_j ^2$	$ E_z ^2$
Поперечное распределение $\mathbf{E}(x, y, 0)$ 				
Продольное распределение $\mathbf{E}(x, 0, z)$ 				

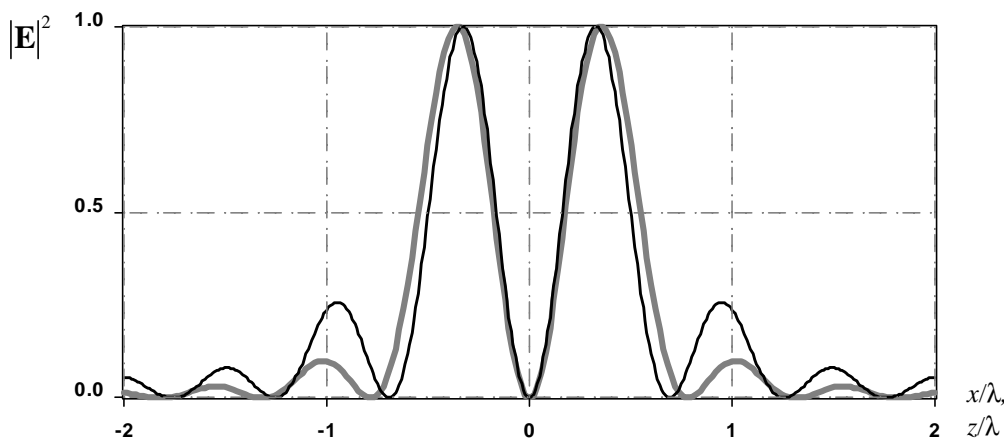


Рис. 7. Сечение нормированной общей интенсивности (интерференция (9) при  $b=\pi$ , радиальная поляризация с фазовым вихрем порядка  $m=1$ ) в фокальной плоскости по радиусу (серая линия) и вдоль оптической оси (чёрная линия) для кольцевой апертуры шириной  $D=79\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 60,5\lambda$ :  
 $FWHM(r)=0,351, FWHM(z)=0,321$

Полученные результаты показывают, что за счёт использования вихревой фазы можно формировать световой шар меньшего размера в отдельных компонентах. Однако вклад других компонентов, особенно продольного, существенно изменяет картину в общей интенсивности.

Поэтому при радиальной поляризации лучше ориентироваться на продольный компонент и использовать интерференцию (9) при  $b=\pi$ . В этом случае будет формироваться полая световая сфера. Вклад азимутального компонента невелик. Поэтому нужно согласовать только радиус максимального значения продоль-

ного компонента в фокальной плоскости, который определяется функцией Бесселя первого порядка:

$$\rho_{\max,z} = \frac{1,84}{k \sin \alpha_c}, \tag{35}$$

с максимумом радиального компонента в продольном направлении, который вычисляется согласно (18).

Заметим, что согласование по радиусу приведёт к неравномерному распределению интенсивности сферы. Поэтому для получения более равномерного распре-

ления можно пожертвовать полной симметрией и сделать сферу немного сплюснутой вдоль оптической оси (табл. 3 и рис. 7). Такая световая сфера аналогична рассмотренной в [12]. Но она получена более простым способом, т.к. не нужно подавать на вход функции Гаусса-Лагерра высокого порядка или использовать две пропускающих кольцевых полосы.

Как видно из табл. 3, световая полая сфера формируется в фокальной плоскости из продольного компонента, а «запирается» вдоль оптической оси за счёт поперечных компонентов. Средний радиус сферы  $\rho_{sph} = 0,34\lambda$ . Размер теневой области в различных направлениях (по внутреннему размеру полуспада интенсивности окружающего светового барьера):  $FWHM(r)=0,35\lambda$ ,  $FWHM(z)=0,32\lambda$ .

**4.2. Азимутальная поляризация**


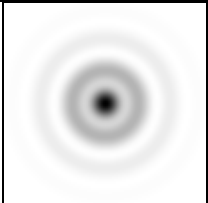
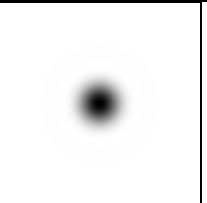
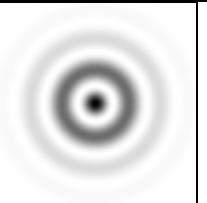

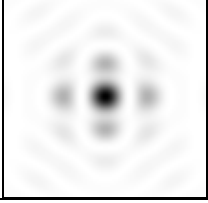
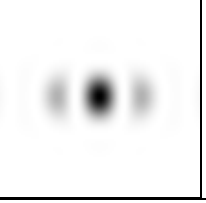
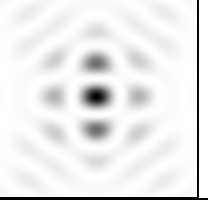
Для азимутальной поляризации:

$$Q_{m=\pm 1}^{az,c}(\rho, \varphi, \theta) = \frac{e^{\pm i\varphi}}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{m}i [J_0(k\rho \sin \theta) + J_2(k\rho \sin \theta)] \\ [J_0(k\rho \sin \theta) - J_2(k\rho \sin \theta)] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

Отсутствие продольного компонента облегчает формирование определённых трёхмерных распределений. Чтобы получить цельный световой шар, нужно суммировать поперечные компоненты, т.е. использовать интерференцию (9) при  $b=0$ . Анализ в этом случае аналогичен приведённому в 4.1.

Оптимизация размеров и положения кольцевой диафрагмы выполнялась с целью согласования продольного и поперечного радиусов для общей интенсивности. Для кольцевой апертуры шириной  $\Delta=40\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 80\lambda$  при использовании интерференции (9) при  $b=0$  формируется примерно такой же световой шар, как был получен ранее для радиальной и круговой поляризации в отсутствие фазовых вихрей. Шар формируется за счёт поперечных компонентов (табл. 4). При этом для азимутального компонента получается световой шар малого размера:  $\rho_{\phi,ball} = 0,38\lambda$ .

Таблица 4. Распределение интенсивности при азимутальной поляризации с фазовым вихрем порядка  $m=1$  для кольцевой апертуры шириной  $\Delta=40\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 80\lambda$  (интерференция (9) при  $b=0$ )

	$ \mathbf{E} ^2$	$ E_r ^2$	$ E_j ^2$	$ E_z ^2$
Поперечное распределение $\mathbf{E}(x, y, 0)$ 				
Продольное распределение $\mathbf{E}(x, 0, z)$ 				

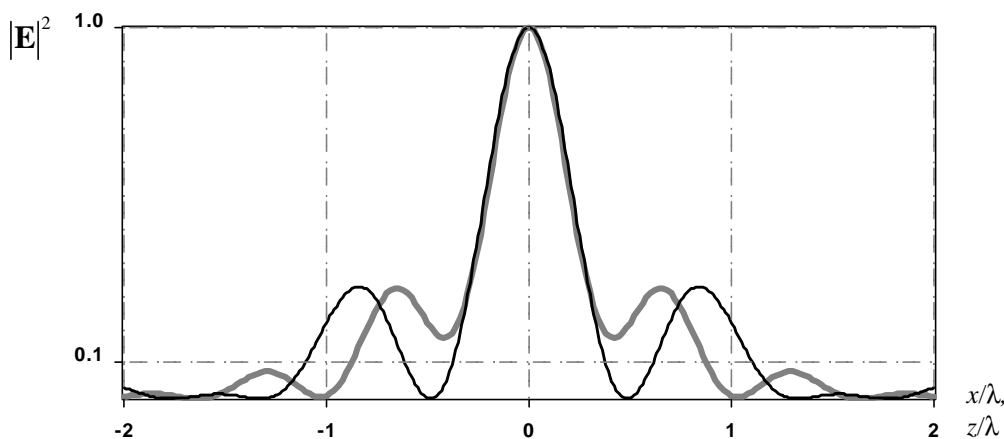


Рис. 8. Сечение нормированной общей интенсивности (интерференция (9) при  $b=0$ , азимутальная поляризация с фазовым вихрем порядка  $m=1$ ) в фокальной плоскости по радиусу (серая линия) и вдоль оптической оси (чёрная линия) для кольцевой апертуры шириной  $D=40\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 80\lambda$ :  $FWHM(r)=FWHM(z)=0,441$

Как видно из рис. 8, в поперечной плоскости распределение общей интенсивности не спадает до нуля. Поэтому такой способ формирования светового шара менее удачен, чем при использовании круговой поляризации при  $m=0$ . Заметим, что в азимутальном компоненте достигается распределение такое же, как и для радиального компонента в 4.1.

### 4.3. Круговая поляризация

Для круговой «-» поляризации и вихря противоположного знака:

$$Q_{m=1}^{circ-c}(\rho, \varphi, \theta) = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} iJ_1(k\rho \sin \theta) \cos \theta \\ J_1(k\rho \sin \theta) \\ -J_0(k\rho \sin \theta) \sin \theta \end{bmatrix}. \quad (37)$$

При интерференции (9) с  $b=\pi$  можно попытаться сформировать монолитный шар, а с  $b=0$  – полую сферу.



Для первого случая результаты приведены в табл. 5 и на рис. 9, а для второго – в табл. 6 и на рис. 10. Размеры и положение кольцевой диафрагмы в каждом случае подбирались с целью согласования не только размеров, но и значений интен-

сивности 3D распределения в фокальной области.

Как следует из табл. 5 и рис. 9, световой шар в рассматриваемом случае получается несколько хуже, чем при радиальной поляризации с  $m=0$  из-за мощного периферийного вклада поперечных компонентов. Однако нужно отметить, что на данный момент практическая реализация радиальной поляризации сложнее, чем внесение в пучок вихревой фазовой сингулярности.

Как видно из табл. 6, световая сфера формируется в фокальной плоскости из поперечных компонентов, а «запирается» вдоль оптической оси за счёт продольного компонента. Такая сфера несколько хуже полученной при использовании радиальной поляризации, т.к. её «оболочка» имеет неравномерную интенсивность. Также средний радиус такой сферы несколько больше:  $\rho_{sph} = 0,38\lambda$ . Тем не менее, учитывая сложность реализации радиальной поляризации, данный результат имеет практическую ценность.

Таблица 5. Распределение интенсивности при круговой «←→» поляризации с фазовым вихрем порядка  $m=1$  для кольцевой апертуры шириной  $\Delta=60\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 70\lambda$  (интерференция (9) при  $b=\pi$ )

	$ \mathbf{E} ^2$	$ E_r ^2$	$ E_j ^2$	$ E_z ^2$
Поперечное распределение $\mathbf{E}(x, y, 0)$ 				
Продольное распределение $\mathbf{E}(x, 0, z)$ 				

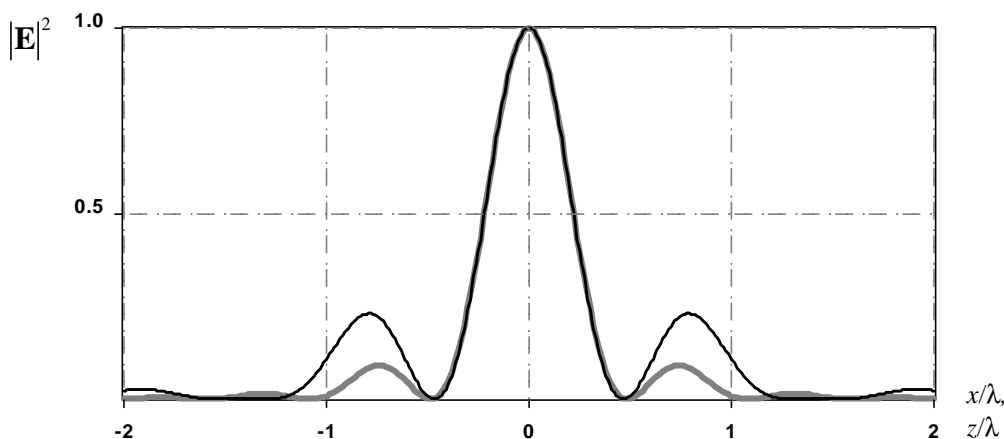




Рис. 9. Сечение нормированной общей интенсивности (интерференция (9) при  $b=\pi$ , круговая «←→» поляризация с фазовым вихрем порядка  $m=1$ ) в фокальной плоскости по радиусу (серая линия) и вдоль оптической оси (чёрная линия) для кольцевой апертуры шириной  $D=60\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 70\lambda$  :  $FWHM(r)=FWHM(z)=0,44\lambda$

Таблица 6. Распределение интенсивности при круговой «←→» поляризации с фазовым вихрем порядка  $m=1$  для кольцевой апертуры шириной  $\Delta=40\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 80\lambda$  (интерференция (9) при  $b=0$ )

	$ \mathbf{E} ^2$	$ E_r ^2$	$ E_j ^2$	$ E_z ^2$
Поперечное распределение $\mathbf{E}(x, y, 0)$ 				
Продольное распределение $\mathbf{E}(x, 0, z)$ 				

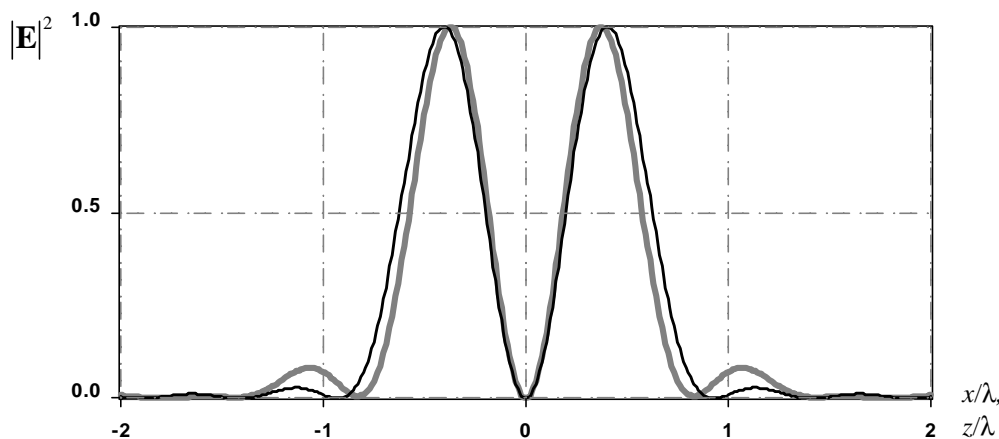


Рис. 10. Сечение нормированной общей интенсивности (интерференция (9) при  $b=0$ , круговая «-» поляризация с фазовым вихрем порядка  $t=1$ ) в фокальной плоскости по радиусу (серая линия) и вдоль оптической оси (чёрная линия) для кольцевой апертуры шириной  $D=40\lambda$  с центральным радиусом  $r_c = 80\lambda$  :

$$FWHM(r)=0,371, FWHM(z)=0,401$$

### Заключение

В работе аналитически и численно показано, что с помощью параметров одной кольцевой диафрагмы можно формировать сферические распределения интенсивности на основе встречной интерференции острогофокусированных вихревых пучков с различной поляризацией.

Отсутствие вихревой составляющей в пучках является привлекательным с практической точки зрения, т.к. внесение в пучок вихревой фазы требует использования дополнительных оптических элементов. Однако наличие вихревых составляющих расширяет возможности формирования трёхмерных распределений.

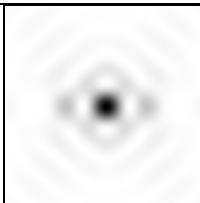
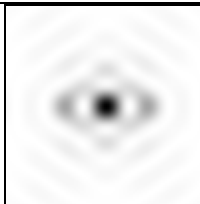
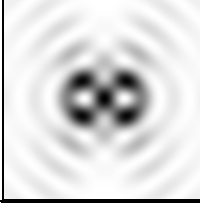
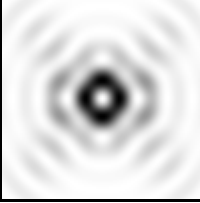
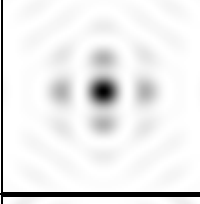
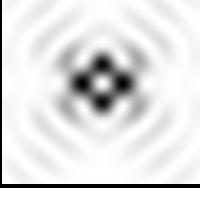
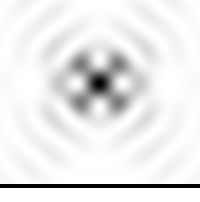
В табл. 7 приведены сводные характеристики 3D распределений интенсивности, полученные на основе встречной интерференции острогофокусированных вихревых пучков с различной поляризацией при оптимальном выборе параметров кольцевой диафрагмы. Пустые ячейки

свидетельствуют либо о невозможности сформировать сферическое (т.е. замкнутое во всех направлениях) распределение, либо о неэффективности использования данного типа интерференции.

Пучки с радиальной поляризацией удобно анализировать и применять из-за мощного продольного компонента в фокальной области. Из анализа табл. 7 следует, что использование радиальной поляризации позволяет формировать наиболее качественные распределения благодаря оптимальному соотношению между продольным и поперечными компонентами в фокальной области.

Однако на данный момент практическая реализация радиальной поляризации достаточно сложна. Поэтому возможность использования круговой поляризации для формирования аналогичных распределений имеет практическую ценность.

Таблица 7. Сводные характеристики 3D распределений интенсивности

Тип поляризации	Тип интерференции в (9)	
	$b=0$	$b=p$
Радиальная, $m=0$	-	 $\rho_{ball} = 0,44\lambda$ , продольный компонент
Азимутальная, $m=0$	-	-
Круговая «±», $m=0$	 $\rho_{ball} = 0,44\lambda$ , поперечные компоненты	-
Радиальная, $m=\pm 1$	 $\rho_{r,ball} = 0,38\lambda$ , радиальный компонент	 $\rho_{sph} = 0,34\lambda$
Азимутальная, $m=\pm 1$	 $\rho_{\phi,ball} = 0,38\lambda$ , азимутальный компонент	-
Круговая «-», $m=1$	 $\rho_{sph} = 0,38\lambda$	 $\rho_{ball} = 0,44\lambda$ продольный компонент

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 13-07-00266, а также гранта Президента РФ поддержки ведущих научных школ НШ-4128.2012.9.

### Библиографический список

1. Dienerowitz, M. Optical manipulation of nanoparticles: a review [Text] / M. Dienerowitz M. Mazilu, and K. Dholakia // J. Nanophotonics. – 2008. – V.2 – P. 021875.
2. Martínez-Corral, M. The resolution challenge in 3D optical microscopy [Text] /

M. Martínez-Corral and G. Saavedra // Prog. Opt. – 2009. – V.53. - P. 1–67.

3. Walker, E. Toward terabyte two-photon 3D disk [Text] / E. Walker, A. Dvornikov, K. Coblenz, S. Esener, and P. Rentzepis // Opt. Express. – 2007. – V.15. - P. 12264–12276.

4. Dorn, R. Sharper focus for a radially polarized light beam [Text] / R. Dorn, S. Quabis, and G. Leuchs // Phys. Rev. Lett. – 2003. – V.91. – P. 233901.

5. Хонина, С.Н. Управление вкладом компонент векторного электрического поля в фокусе высокоапертурной линзы с помощью бинарных фазовых структур

[Текст] / Хони́на С.Н., Воло́товский С.Г. // Компьютерная оптика. – 2010. – Т. 34, №1. – С. 58-68.

6. Hell, S. Fundamental improvement of resolution with a 4Pi-confocal fluorescence microscope using two-photon excitation [Text] / S. Hell and E. H.K. Stelzer // Opt. Commun. – 1992. – V. 93. – P. 277-282.

7. Nagorni, M. Coherent use of opposing lenses for axial resolution increase in fluorescence microscopy. I. Comparative study of concepts [Text] / M. Nagorni and S. W. Hell // J. Opt. Soc. Am. A. – 2001. – V.18, No.1. – P. 36-48.

8. Bewersdorf, Comparison of I5M and 4Pi-microscopy [Text] / J. J. Bewersdorf, R. Schmidt, S.W. Hell // J. Microscopy. – 2006. – V.222. – P. 105–117.

9. Mudry, E. Isotropic diffraction-limited focusing using a single objective lens [Text] / E. Mudry, E. Le Moal, P. Ferrand, P. C. Chaumet, and A. Sentenac // Physical Review Letters. – 2010. – V.105, No.20. – P. 203903.

10. Sandeau, N. Arrangement of a 4Pi microscope for reducing the confocal detection volume with two-photon excitation [Text] / N. Sandeau, H. Giovannini // Opt. Commun. – 2006. – V. 264. – P. 123–129.

11. Bokor, N. Toward a spherical spot distribution with 4p focusing of radially po-

larized light [Text] / N. Bokor, N. Davidson // Optics Letters. – 2004. – V. 29, No. 17. – P. 1968-1970.

12. Chen, Z. 4pi focusing of spatially modulated radially polarized vortex beams [Text] / Z. Chen, D. Zhao // Optics Letters. – 2012. – V. 37, No. 8. – P. 1286-1288.

13. Bokor, N. A three dimensional dark focal spot uniformly surrounded by light [Text] / N. Bokor, N. Davidson // Opt. Commun. – 2007. – V. 279, P. 229–234.

14. Sheppard, C.J.R. Polarization effects in 4Pi microscopy [Text] / C.J.R. Sheppard, W. Gong, K. Si // Micron. – 2011. – V.42. P. 353–359.

15. Bokor, N. 4pi focusing with single paraboloid mirror [Text] / N. Bokor, N. Davidson, Opt. Commun. – 2008. – V. 281, P. 5499–5503.

16. Hao, X. Continuous manipulation of doughnut focal spot in a large scale [Text] / X. Hao, C. Kuang, Y. Li, and X. Liu // Optics Express. – 2012. – V. 20, No. 12. – P. 12692-12698.

17. Хони́на, С.Н. Формирование тонкой световой трубки при острой фокусировке азимутально-поляризованного излучения [Текст] / С.Н. Хони́на, А.В. Устинов // Изв. Самар. науч. центра РАН. – 2012. – Т. 14, № 6. – С. 279-284.

## FORMATION OF LIGHT BALLS ON THE BASIS OF INTERFERENCE OF ONCOMING FINE-FOCUSED BEAMS WITH DIFFERENT POLARIZATIONS

© 2013 S. N. Khonina, A. V. Ustinov

Samara State Aerospace University  
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The paper deals with the formation of spherical intensity distributions on the basis of the interference of oncoming fine-focused vortex beams with different polarization. The formation of three-dimensional distributions is accomplished in a simple way by optimizing the width and position of a single annular diaphragm. The optimum parameters are analytically estimated for a narrow ring aperture, while those for a broad diaphragm are further numerically corrected. It is shown that, depending on the polarization, the order of the vortex singularity and an additional phase advance in one of the beams both solid and hollow light balls of a subwavelength radius consisting of different components of the electric field can be formed.

*Sharp focusing, interference of oncoming beams, three-dimensional subwavelength intensity distribution, polarization, vortex phase function.*

### **Информация об авторах**

**Хонина Светлана Николаевна**, доктор физико-математических наук, профессор кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [khonina@smr.ru](mailto:khonina@smr.ru). Область научных интересов: сингулярная оптика, дифракционная оптика, оптический анализ изображений.

**Устинов Андрей Владимирович**, аспирант кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва. E-mail: [andr@smr.ru](mailto:andr@smr.ru). Область научных интересов: дифракционная оптика, разработка программ оптического моделирования, обработка изображений.

**Khonina Svetlana Nikolaevna**, doctor of physics and mathematics, professor of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [khonina@smr.ru](mailto:khonina@smr.ru). Area of research: singular optics, diffractive optics, optical image processing.

**Ustinov Andrey Vladimirovich**, postgraduate student of the department of technical cybernetics, Samara State Aerospace University named after S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [andr@smr.ru](mailto:andr@smr.ru). Area of research: diffractive optics, software design for optical modeling; image processing.



УДК 629.78+620.22:629.7  
ББК 22.657

**ВКЛАД ВСЕСОЮЗНОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА  
АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ОСВОЕНИЕ  
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА (1950-1980 гг.)**

© 2013 Н. Ф. Банникова

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье проанализированы основные направления теоретических и экспериментальных разработок новых сталей, сплавов и материалов в ВИАМ для космической отрасли. Показаны важнейшие результаты исследований специалистов и учёных НИИ для ракетно-космической техники.

*Лёгкие алюминиевые сплавы, жаропрочные сплавы, теплозащитные материалы, полимеры, космические аппараты.*

Развитие технического прогресса в нашей стране в послевоенные годы требовало от учёных научно-исследовательских институтов особого внимания решению вопроса повышения ресурса, мощности, надёжности различных машин и механизмов в сочетании с уменьшением их веса. Особое значение придавалось развитию металлургии лёгких сплавов, в том числе алюминиевых, для оборонной, авиационной и зарождающейся космической отраслей.

Новые проблемы возникли и в области материаловедения. Нужны были новые материалы, выдерживающие нагрузку при очень высоких температурах. Появилась необходимость создания новых сплавов, содержащих титан, хром, ниобий, молибден и другие тугоплавкие металлы. Огромный вклад в решение этой проблемы внёс Всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов (ВИАМ). Только с 1958 по 1978 гг. в ВИАМ были выполнены 122 тематические работы по созданию материалов и разработке новых технологических процессов для космической техники.

Именно в эти годы были созданы условия для активного изучения мирового опыта развития металлургии и науки о металлах. Учёные и специалисты ВИАМа в 1950-1960 годы исследовали образцы

трофейной техники, в первую очередь материалы, применяемые в авиации. Работу проводили в большинстве ведущих лабораторий НИИ. Учёные получили возможность ежегодно принимать участие во многих международных научных конференциях (Англия, Бельгия, Австрия, Венгрия, Чехословакия, Япония). Это способствовало эффективному изучению научных и практических достижений коллег из Европы и США, представлению своих новых наработок и результатов исследования в области металлургии и материаловедения, пропаганде отечественной науки.

Например, в мае 1957 года представители ВИАМ (Скляр Н.М. и др.) участвовали в Лондонской Международной научной конференции по свойствам материалов при высоких скоростях деформации. Конференция была организована Английским институтом инженеров-механиков по предложению Учёного наблюдательского совета Министерства снабжения Англии. В ней приняли участие учёные из США, СССР, Германии, Франции, Англии, Австралии и других стран. Все докладчики были сгруппированы по пяти общим проблемам. Советские учёные приняли участие в секции «Деформация твердых тел при высоких скоростях деформации». По возвращению специалисты на базе анализа докладов

конференции и посещения английских научных центров подготовили практические рекомендации по совершенствованию научно-исследовательской работы [1].

В 1960 году советские учёные-материаловеды под руководством директора Института физики металлов АН СССР д.т.н. М.Н. Михеева приняли участие в III Международной научной конференции по неразрушающим методам испытаний материалов, проходившей в г. Токио и г. Осака (Япония). В работе конференции участвовало 450 делегатов из 14 стран (Австрия, Англия, Испания, Индия, СССР, США, Швеция и др.) От ВИАМа были с.н.с. П.Г. Михневич и инженер А.Д. Иванов. Советская делегация приняла участие в секциях, где обсуждались вопросы, посвящённые магнитным, ультразвуковым, электромагнитным и рентгеновским методам неразрушающих испытаний. Учёные посетили Токийский университет, ректор которого профессор Кайа занимался текстурой трансформаторной стали. Были налажены контакты, договорились обмениваться научными трудами и информацией в области неразрушающих методов испытаний [2].

Курс на освоение космического пространства поставил перед учёными задачу создания качественных материалов и сплавов. Так, выведенный 4 октября 1957 года на околоземную орбиту первый искусственный спутник Земли был изготовлен из алюминиевого сплава АМг6, разработанного группой сотрудников ВИАМ: Н.Б. Кондратьевой, А.А. Постновой, С.П. Кузминой и другими.

Как известно, подготовка к полёту в космос осуществлялась в соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 22 мая 1959 года «Об объекте «Восток». В нём ВИАМ был определён исполнителем по созданию жаропрочных материалов и теплозащитных покрытий в части разработки рецептуры технологии изготовления. Возглавлял работы начальник ВИАМа генерал-майор инженерной авиационной службы д.т.н.

А.Т. Туманов – известный учёный и организатор. Постановлением Правительства от 28 января 1960 года был создан Межведомственный научно-технический совет АН СССР по космическим исследованиям во главе с академиком М.В. Келдышем, в котором секцию по космическому материаловедению возглавил А.Т. Туманов.

И это не было случайностью, так как ещё в 1955 году в ВИАМ была создана специальная бригада по жаропрочным материалам под руководством ведущего специалиста д.т.н. С.Т. Кишкина [3]. В течение 1955-1956 годов был разработан в ВИАМ с.н.с., д.т.н. Колобневым И.Ф. теплопрочный литейный алюминиевый сплав марки АЛ19, который быстро пошёл в серийное производство. С этого времени работа по разработке и внедрению новых высокопрочных, жаропрочных и герметичных алюминиевых сплавов получила «второе дыхание» [4]. При создании жаропрочных сплавов специалисты института впервые установили, что основной упрочняющей фазой в жаропрочных сплавах является фаза  $Ni_3Al(Ti)$ . Это открытие легло в основу всех разрабатываемых жаропрочных сплавов.

Итоги участия учёных ВИАМ в Международной конференции в Англии в сентябре 1960 года (г. Шеффилд) показали, что работа по созданию металлов, обладающих высокими жаропрочными свойствами, в СССР ведётся на достаточно высоком уровне. Было принято решение: материалы всех докладов, представленных на конференции в Шеффилде, перевести на русский язык, отпечатать и разослать для служебного пользования в специальные научные центры (НИИ-8, НИИ-9, ФИАН, ИМЕТ им. А.А. Байкова, ЦНИИ чермет и др.) [5].

В соответствии с распоряжением Совета Министров СССР №2848 от 10 ноября 1962 года о дальнейшем освоении космоса в ВИАМ был разработан перспективный проблемный план и программа исследования металлических материалов для космических аппаратов. Было выделено несколько направлений исследо-

ваний, проводимых совместно с другими научно-исследовательскими институтами и конструкторскими бюро, в том числе:

- исследование свойств конструкционных материалов при низкой температуре алюминиевых сплавов АМг6, АК-8, В96Ц, АК-4, магниевых сплавов МА2-1, МА8, титановых сплавов ВТ5-1, ВТ6С, ВТ14 и др.;
- исследование процесса испарения и свойств конструкционных материалов в глубоком вакууме;
- изучение влияния космического облучения на свойства конструкционных материалов;
- разработка и исследование материалов для космических аппаратов, двигателей и установок прямого преобразования тепловой энергии в электрическую;
- исследование металлических материалов при комплексном взаимодействии факторов космического пространства.

Кроме этого, объектом исследования являлись и специальные неметаллические материалы: лакокрасочные, пластмасса, плёнки, резины, клеи [6].

В 1969 году на соискание Государственной премии 1970 года была выдвинута работа по теме: «Разработка и внедрение высокопрочных и жаропрочных литейных алюминиевых сплавов в конструкции космических кораблей, ракет, самолетов и других изделий новой техники». Эта работа отражала результаты многолетних комплексных научно-исследовательских и производственных работ учёных ВИАМ под руководством д.т.н. И.Ф. Колобнева совместно со специалистами ведущих конструкторских бюро и серийными заводами авиационной и оборонной промышленности, где были опробованы сплавы.

Первым испытаниям был подвергнут сплав АЛ-19, из которого отливались самые ответственные корпусные детали (балки, пилоны, лонжероны, нервюры) для самолётов и ракет генеральных конструкторов Грушина П.Д., Микояна А.И., Сухова П.И., а также главных конструкторов

Биснова М.Г., Ляпина А.Л. Внедрение в серийное производство корпусных деталей из сплава АЛ-19 дало возможность заменить сложные горячие штамповки и поковки из сплавов АК-4 и АК-6, упростить конструкцию и резко сократить трудоёмкую механическую обработку. В работе были освещены вопросы создания и широкого внедрения методов плавки, литья и термической обработки, коренное усовершенствование технологии литья сложных крупногабаритных деталей ответственного назначения из вновь разработанных сплавов. Это позволило создать ряд важнейших агрегатов и систем для ракет-носителей космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз», космических аппаратов «Космос 186», «Космос 188» с использованием сплавов АЛ3, В124, АЦР14, АД4М, АЛ19.

На основании многолетних исследований специалистами под руководством д.т.н. И.Ф. Колобнева были разработаны теоретические положения, а также составы, структура, свойства, области применения и внедрения новых сплавов, методы плавки, обработки жидкого металла. Эти материалы были изложены и опубликованы в отечественной научной литературе [7]. О научном вкладе учёного в отечественное металловедение свидетельствует и то, что в 1964 году И.Ф. Колобнев единственный в ВИАМе был отмечен за участие в космической программе по подготовке первого полёта человека в космос.

Необходимость максимального облегчения веса конструкций требовала разработки и внедрения сплавов с повышенными прочностными свойствами. Кроме этого, ввиду эксплуатации изделий в агрессивных средах возростала и роль коррозионных характеристик материалов. В 1964 году лаборатория №5 ВИАМ под руководством В.П. Батракова много занималась изучением коррозионной стойкости свариваемых алюминиевых сплавов для работы в окислителях на основе азотной кислоты и окислов азота. В соответствии с требованиями конструкторов авиакосмической техники в лаборатории исследова-

лись сплавы АЦМ, АМг6, М-40, В92, ВАД1 (В.П. Батраков, Л.А. Гурвич, Т.С. Займовская, В.И. Негина). От ОКБ-52 в исследованиях по совместной программе принимали участие О.Т. Лукьянова, Ю.Ю. Бедрина, О.А. Карамонина. Была разработана методика исследования. Опыты выполнялись на стандартных разрывных образцах. Проведённые лабораторные испытания позволили установить опытную технологию нейтрализации [8].

Проводились исследования возможности повышения коррозионной стойкости в натрии и литии жаропрочных сплавов путём введения стойких сплавов. Эта работа осуществлялась в лаборатории №41 бригадой под руководством члена-корреспондента АН СССР Амбрацумяна Р.С.: Львовским М.Я., Тимошиной Р.И. и др. [9].

В 60-е годы исследовали коррозионную стойкость свариваемых алюминиевых сплавов системы Al-Zn-Mg и Al-Cu-Mg в окислителях. Совместными усилиями специалистов лабораторий № 3, 4, 5, 6 был установлен оптимальный состав сплава системы Al-Zn-Mg и технология его термической обработки и сварки. Работы продолжались и в последующие периоды [10]. Под руководством В.П. Батракова были созданы основы для разработки способов и средств защиты магниевых сплавов от коррозии. Были сформулированы новые представления о структурной коррозии металлов, основанные на теории многоэлектронных парциальных анодных поляризационных кривых. В институте был разработан новый класс сплавов – циркониевых, стойких при одновременном воздействии агрессивных сред и радиации (Р.С. Амбрацумян, А.М. Глухов и др.)

В 1965 году в институте на базе лаборатории «Точного литья жаропрочных сплавов и сталей» были разработаны и внедрены высокопрочные жаропрочные сплавы, коррозионностойкие и конструкционные стали для изготовления точнолитых крупногабаритных деталей «ответственного назначения» в изделиях гене-

ральных конструкторов: С.П. Королева, В.П. Глушко, Н.Д. Кузнецова, Г. Е. Лозинно-Лозинского и др.

В этом же году д.т.н. И.Н. Фридляндер с сотрудниками (Н.В. Ширяева, В.Ф. Шамрай) открыли эффект упрочнения группы сплавов в тройной системе Al-Li-Mg (эффект Фридляндера). На его основе был разработан сверхлёгкий алюминиевый стойкий свариваемый сплав 1420, который обладал не только коррозионной стойкостью, хорошей свариваемостью, но и повышенным модулем упругости, достаточной статической прочностью. Позднее под руководством И.Н. Фридляндера был разработан сплав 1201 с важными характеристиками: с понижением температуры повышалась прочность и пластичность. Первые полуфабрикаты сплава 1201 были изготовлены на Куйбышевском металлургическом заводе (КМЗ) для предприятия «Прогресс» (для бака ракеты «Энергия») [11].

В 50-е годы начинаются работы по созданию титановых сплавов. Первая в СССР лаборатория титановых сплавов была организована в ВИАМ 3 июля 1951 года, которую возглавил С.Г. Глазунов. Совместно с академиком Н.П. Сажиным из Гидромета в 1952 году С.Г. Глазунов разработал оптимальную концепцию получения сплавов термическим методом с использованием вакуумной сепарации. Первые промышленные слитки из титановых сплавов были получены в 1953 году на опытном промышленном участке по выплавке титановых сплавов Ступинского металлургического комбината. В 1954 году С.Г. Глазуновым был составлен первый в СССР атлас диаграмм титановых сплавов с оригинальной системой их классификации (ВТ1, ВТ3-1, ОТ4 и др.) [12].

В течение 1961-1962 гг. в научно-исследовательском институте был разработан сплав ВТ9-1 для поковок и штамповок, обладающий пределом ползучести при 500°, который был рекомендован к испытаниям в производственно-эксплуатационных условиях.

Учёными исследовалась кристаллизация и строение слитков титановых сплавов. Проводилось сравнительное изучение факторов, определяющих работу титановых сплавов в сварных конструкциях при длительном и циклическом нагружении. Разработанная новая методика позволяла испытывать образцы на длительный изгиб в условиях плоского напряжённого состояния. Она давала возможность испытывать одновременно большое количество образцов. Была создана установка, позволяющая производить оценку поведения титановых сплавов в условиях длительного нагружения при консольном изгибе надрезанных образцов. Была построена макетная печь с электронным нагревом, позволяющая выплавлять слитки титана весом до 50 кг. Начались исследования особенностей электронной плавки титана и других металлов [13].

ВИАМ систематически проводил научно-технические совещания со специалистами предприятий аэрокосмического комплекса по основным направлениям внедрения и использования в производстве жаропрочных литейных алюминиевых и титановых сплавов [14].

С 60-х и до середины 70-х годов жаропрочные титановые сплавы нового поколения ВТЗ-1, ВТ8, ВТ9, разработанные В.Н. Моисеевым, К.И. Соколиковым, Л.Н. Терентьевой и Ю.А. Грибковым, внедрялись в конструкции ряда газотурбинных двигателей О.П. Солонина, В.П. Кураева, Т.В. Павлова.

В крылатом орбитальном космическом корабле многоцветного использования «Буран» титановый сплав ВТ23 и другие были применены для изготовления силовых конструкций (лонжероны, шпангоуты, крылья), а также ёмкостей и деталей, работающих на трение, рамок остекления, сотовых конструкций (Е.А. Борисов, А.И. Хорев, Н.А. Ночовная). Масса всех конструкций из титановых сплавов на одном изделии «Буран» составила 6,8 тонны, а на ракете-носителе «Энергия» – 18 тонн.

Титановые сплавы нашли применение в конструкциях многих космических аппаратов: «Луна», «Марс», «Венера», «Астрон», «Гранат», «Вега», «Фобос», «Аркон», «Космос», что позволило значительно улучшить их технические характеристики и способствовало получению уникальных научных результатов мирового значения [15].

Развитие авиационного и космического двигателестроения в послевоенный период требовало новых смазочных материалов. В это время за рубежом стали использовать синтетические смазочные масла, которые применяли в реактивной авиации. Поэтому встал вопрос о получении отечественных синтетических масел. Такие работы в ВИАМ велись с 1958 года. Специалисты лаборатории № 5 (Е.П. Белочкова и др.) совместно со специалистами Ленинградского опытного нефтемашиностроительного завода им. Шаумяна (С.С. Альтман и др.) и ВНИИ НП (А.И. Данцес и Т.М. Комиссарова) изучали и испытывали новые синтетические масла, предназначенные для реактивных двигателей. В результате были созданы композиции, которые состояли из пентаэритрита и диэтиленгликоля, этерифицированных жирными кислотами (C<sub>5</sub> – C<sub>9</sub>) [16].

1950–80-е годы – это период создания и внедрения отечественных высокопрочных литейных магниевых сплавов и физико-химических основ технологии производства фасонных отливок для авиационной техники. В ВИАМ под руководством В.В. Крылова были разработаны жаропрочные сплавы с торием: МЛ14, ВМЛ1, предназначенные для деталей, работающих при температуре до 350°C. Был разработан специальный сплав солей – шлактитур, который позволил создать первые отечественные высокопрочные литейные сплавы: МЛ12, МЛ12-1, МЛ15 (А.А. Лебедев, В.В. Крылов, М.В. Чухров, В.В. Тихонов). ВИАМ совместно с Соликамским магниевым заводом впервые в СССР в 1970 году разработал магниевую циркониевую лигатуру. Среди созданных высокопрочных сплавов следует выделить

МЛ8 как альтернативу известным американским сплавам ZK51 и ZK61. Сплав МЛ5 был внедрён на всех литейных заводах. Магниево-алюминиевые сплавы применялись в изделиях космической техники (пилотируемый корабль «Союз», грузовой космический корабль «Прогресс» и др.) [17]. Уже в ракете Р-7 был использован магниевый сплав МА2-1. Практически все космические программы в СССР выполнялись с использованием деформируемых магниевых сплавов МА2-1, МА14, МА15 (разработчики – А.А. Блябин, Е.Ф. Волков, Е.И. Смирнова и др.).

В космических изделиях применялись и бериллиевые сплавы, так как бериллий обладает наиболее высокими удельной жёсткостью и прочностью, удовлетворительной коррозионной стойкостью, самой высокой среди металлов теплоёмкостью, отличными электрическими и тепловыми характеристиками. В течение 1955-1956 гг. были созданы первые бериллиевые сплавы (И.Н. Фридляндера, К.П. Яценко), освоены технологии плавки и литья сплавов (Р.Е. Шамин).

В 1960-е годы в ВИАМ осуществлялось дальнейшее изучение полученных сплавов типа АБМ группой в составе И.Н. Фридляндера, К.П. Яценко, В.М. Меженный и др. Рассматривалось влияние ультразвука на качество слитков из сплава АБМ. Обработка ультразвуком способствовала выделению из расплава неметаллических включений – это повышало чистоту металла, но приводило к укреплению зёрен в центральной части слитка. В течение 1960-1968 гг. в опытных изделиях конструкторских бюро М.К. Янгеля и В.М. Челомея были применены полуфабрикаты из сплавов АБМ. Были установлены закономерности влияния небольших добавок бериллия на физико-механические свойства алюминиевых, магниевых и никелевых сплавов [18].

В 1962 году в лаборатории № 3 ВИАМ под руководством ведущего инженера В.А. Климова проводились исследования в целях повышения пластичности берил-

лиевых сплавов, по легированию бериллия различными элементами, поскольку низкая технологическая пластичность ограничивала возможности его широкого применения. Учёные начали исследования с решения задачи снижения хрупкости бериллия. Так, исследования группы под руководством Клейн показали, что сплавы бериллия с серебром в виде листов, обработанных и катаных в одном направлении, обладают более высокой поперечной пластичностью, чем листы из чистого бериллия. Несмотря на замечательные свойства бериллия, он обладал высокой токсичностью, и поэтому для специалистов, работающих с ним, требовались дорогостоящие мероприятия по технике безопасности. ВИАМ совместно с Институтом гигиены труда и профзаболеваний проводил работу по определению содержания бериллия в окружающей атмосфере при различных технологических операциях со сплавом АБМ в лабораторных и промышленных условиях [19].

Учитывая важность работ по более широкому применению бериллия и его сплавов в авиационной и ракетной технике, группа генеральных конструкторов (С.П. Королёв, А.Н. Туполев, А.С. Яковлев, В.П. Глушко, О.К. Антонов и другие) обратилась к правительству с ходатайством о разрешении строительства лабораторного производственного корпуса для ВИАМ. В короткий срок на основе Постановления Правительства в 70-е годы Гипронеавиапромом был спроектирован лабораторно-экспериментальный корпус и в 1974 году была введена его первая очередь.

В 1978 году было получено разрешение на работу с бериллием на всех участках нового филиала в Воскресенском экспериментально-техническом центре. Полученные учёными сплавы Al-Be-Mg значительно превосходили промышленные лёгкие сплавы по усталостной прочности и выносливости, обладали низкой скоростью распространения усталостных трещин.

Учёные следили за зарубежными новинками, изучали всесторонне опыт США (в ВИАМ была фундаментальная научная библиотека с отделом иностранной периодической литературы). В материалах статей и докладах американских исследователей сообщалось, что в США в специальных научных организациях при проектировании летательных аппаратов вместе с конструкторами работают медицинские специалисты. Такая работа в центре ВВС США позволила уменьшить вес кресла космонавта на 90%. Рентгеновский исследовательский центр ВВС США осуществил программу разработки средств защиты экипажей космических кораблей от ударных перегрузок при приземлении. Учёные ВИАМ использовали наработки учёных США в своих исследованиях, а также стремились создать собственные, оригинальные разработки.

В соответствии с выполнением задач по освоению космического пространства ВИАМ проводил исследования по различным направлениям совершенствования марок пенополиуретана. В лаборатории № 7 под руководством с.н.с. Моисеевой А.А. в 60-е годы осуществлялась разработка рецептуры полужёсткого пенопласта и технологии заполнения изделий для космических кораблей. В 1962 году были разработаны полужёсткие пенополиуретаны марок ПУ-1013 и ПУ-102В, обладающие хорошими физико-механическими свойствами. Образцы этих материалов успешно прошли испытания на предприятиях и готовились к серийному производству. В лаборатории разрабатывалась технология изготовления ложементов в кресле космонавтов из полужёсткого пенопласта с целью увеличения переносимости космонавтом перегрузок, а также выяснения возможности заполнения пенопластом ложных мишеней-спутников.

Была разработана технология изготовления натуральных ложементов в кресло космонавта, по которой было изготовлено пять ложементов. Они прошли испытания

и были рекомендованы для установки на космическом корабле «Союз».

С 1973 года в космической технике начали применять полимерные композиционные материалы (ПКМ). Конструкционные углепластики КМУ-1, КМУ-4 и другие уже использовались на искусственных спутниках Земли, аппаратах серий «Космос», «Молния» и «Экран»; на международной космической станции (МКС); на межпланетных станциях «Венера-13», «Вега-1», «Луна-21», «Марс».

В этот период уделялось большое внимание такому вопросу, как влияние на человека действия перегрузок. Для снижения отрицательного воздействия перегрузок на человека разрабатывались специальные противоперегрузочные костюмы и кресла [20].

Кресла для космонавтов, применяемые в космических аппаратах, были изготовлены по разработанной в ВИАМ технологии самоформирования крупногабаритных изделий из пенополистерола (В.В. Павлов). За рубежом аналогов этой технологии не было.

В конструкции спускаемого аппарата использовались герметизирующие материалы (ТТ-18) и терморегулирующие лакокрасочные покрытия АК-573 (В.А. Молотов). Белая акриловая эмаль АК-573 впервые была применена на внешней поверхности аппарата «Луноход-1» (1970 год). Эмаль КО-819 использовалась для окраски теплообменников ядерных энергетических установок «Бук» и «Топаз», которые применялись в качестве источников энергии на ряде космических аппаратов серии «Космос». По инициативе А.Т. Туманова в ВИАМ была создана исследовательская база по изучению поведения материалов в условиях, имитирующих космические. С 1979 года учёные ВИАМ совместно с представителями РКК «Энергия» и ГК НППЦ им. М.В. Хруничева вели работы по исследованию структуры и физико-механических свойств материалов, которые использовались в составе микрометеоритной защиты орбитального комплекса «Мир» и др.

В 1969 году для перехода лётчиков-космонавтов Е.В. Хрунова и С.В. Елисеева из космического корабля «Союз-5» в корабль «Союз-4» в ВИАМ были разработаны светофильтры «Ястреб» на основе металлизированного в вакууме золотом и сульфидом меди бесцветного органического стекла. Для выхода из станции «Салют-6» в открытый космос космонавтов Г.М. Гречко, Ю.В. Рыбалко, В.В. Ковальченко, А.С. Иванчикова, В.А. Ляхова, В.В. Рюмина были разработаны светофильтры для скафандра «Орлан-Д», которые надёжно защищали глаза и лицо космонавтов от солнечной радиации и обеспечивали необходимый для проведения экспериментов обзор (М.М. Гудилов, Э.Ф. Маркина, Э.К. Кондрашов и др.). ВИАМ поставил более 100 светофильтров различных типов, которые в то время (кроме ВИАМ) изготавливались только в США [21].

Следует отметить, что открытый в г. Куйбышеве в 1958 году филиал ВИАМ вместе с головным институтом внёс свой вклад в освоение космического пространства. Филиал тесно сотрудничал с расположенными в Куйбышеве филиалом РКК «Энергия», филиалом №3 ОКБ-1 (позднее ЦСКБ), ОКБ Н.Д. Кузнецова.

Например, применение сплава МА2-1 позволило повысить коэффициент прочности сварных соединений космических аппаратов; в ОКБ Н.Д. Кузнецова применялся прибор ТР-4, созданный в лаборатории №14 ВИАМ; для ОКБ Н.Д. Кузнецова были внесены изменения в спецификации и разработаны рекомендации по защите от коррозии изделий, эксплуатирующихся в нестандартных условиях; были проведены испытания на образцах профилей из сплава алюминия производства КМЗ им. В.И. Ленина, которые показали высокую чувствительность и возможность обнаружения расслоения пресованного шва и т.д. [22].

В целом учёные страны в 1960-1980 годы проводили большую работу по освоению космического пространства. Достойный вклад внесли и учёные ВИАМ.

Так, в 1968 году в Совмин был представлен отчёт института о научно-исследовательской работе, связанный с выполнением программы по созданию и разработке материалов для космических аппаратов. Среди основных результатов исследований можно выделить:

1. Разработаны новые высокопрочные стали ВМ170, ВКС-210, ВКС-240 для деталей шасси и деловых элементов для орбитальных самолётов и космических аппаратов.

2. Титановые сплавы ВТ6С и другие с покрытием из фторопласта для баллонов высокого давления, погружённых в кислород.

3. Под руководством И.Н. Фридляндера на базе специального ковочного высокопрочного алюминиевого сплава В93 были разработаны его модификации для крупногабаритных деталей космических аппаратов.

4. Магниево-алюминиевые сплавы МА-10, МА-11, МА-12 для приборов управления на объекте «Венера» и других конструкций космических аппаратов.

5. Создан бериллиевый сплав АБМ-1 для головного конуса ракеты ОКБ В.Н. Челомея и другие материалы на основе бериллия (например, для камер сгорания ЖРД ОКБ В.П. Глушко).

6. Молибденовый сплав ВМ-4 для кромок крыла орбитального самолёта.

7. Плакированные ниобиевые сплавы ВН-5АП и ВН-2-А-3МП для несущей конструкции орбитального самолёта.

8. Высокопрочные стеклопластики ЭДТ-10 и другие для изделий космической техники.

9. Теплостойкие стеклотекстолиты для изготовления антенных обтекателей космических аппаратов.

10. Теплоизоляционный материал АТМ-1, на основе которого создана экранно-вакуумная теплоизоляция спускаемого аппарата корабля «Восток» и всех последующих космических аппаратов.

11. Клей типа ВК на основе эпокси-олигомеров (ВК-9, ВК-27) для



различных типов авиационной и космической техники.

12. Терморегулирующие покрытия, которые применялись практически на всех космических аппаратах, выпускавшихся с 1975 года.

13. Герметик УФ-7-21, который применялся для крепления солнечных батарей в космических аппаратах [23].

В одном только космическом корабле «Восток» были применены следующие стали и сплавы, созданные в ВИАМ: алюминиевый сплав АМгб (в герметическом корпусе спускаемого аппарата и приборном отсеке), алюминиевые сплавы АМг2 и АМг3 (в трубопроводах), магниевый сплав МА8 (в приборной раме приборного отсека), стали марок Ст20, Ст45 для крепежа и силовых деталей.

Кроме этого, на всех моторостроительных заводах страны совместно с ВИАМ были созданы и оснащены производственные участки для изготовления керамических стержней при литье лопаток газотурбинных двигателей (ГТД). Конструкционные стали ВКС-4 и ВКС-5 шли на изготовление шестерён в редукторах двигателей ОКБ Н.Д. Кузнецова и А.М. Люльки [24].

Формирующиеся в этот период в ВИАМ научные школы под руководством выдающихся учёных С.Т. Кишкина, Р.С. Амбарцумяна, И.Н. Фридляндера, Н.М. Склярова, К.А. Андрианова своими разработками способствовали созданию нового поколения сплавов и материалов, многие из которых не имели аналогов за рубежом.

Таким образом, научные и экспериментальные разработки по созданию новых материалов и сплавов, осуществлявшиеся в послевоенный период учёными и специалистами ВИАМ самостоятельно или совместно с другими научно-исследовательскими институтами, быстро реализовывались в серийном производстве. Тесное сотрудничество с конструкторскими бюро и промышленными предприятиями в 60-80-е годы обеспечивало не только чёткое выполнение государ-

ственных задач по созданию космической техники, но и постоянное совершенствование многих технологических процессов. Это способствовало не только выполнению государственных программ по освоению космического пространства, но и в целом развитию технического прогресса нашей страны, поскольку новые материалы и технологии в дальнейшем использовались и в других отраслях народного хозяйства.

### Библиографический список

1. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 4-6, д. 172, лл 1-21.
2. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 4-6, д. 214, лл 1-1<sup>а</sup>.
3. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 4-6, д. 136, л 33.
4. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 4-6, д. 142, л.1.
5. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 1511, лл. 3-5.
6. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 1-6, д.1649, лл. 1-11, д. 1650, л.1.
7. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 2650, лл. 4-8, 204, 207, 212.
8. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 2027, лл 2-3, 66, 71.
9. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 2641, л. 1.
10. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 2239, л. 2.
11. Фридляндер, И.Н. Воспоминания о создании авиакосмической и атомной техники из алюминиевых сплавов [Текст] / И.Н. Фридляндер. – М.: Наука, 2005. – С. 124, 130, 176-183.
12. История авиационного материаловедения. ВИАМ-80 лет: годы и люди [Текст] / под общ. ред. акад. РАН, проф. Е.Н. Каблова. – М.: ВИАМ, 2012. – С. 168.
13. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 1-6, д. 1542, лл 48-49.
14. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 2650, лл 244.
15. История авиационного материаловедения. ВИАМ-80 лет: годы и люди

[Текст] / под общ. ред. акад. РАН, проф. Е.Н. Каблова. – М.: ВИАМ, 2012. – С. 170.

16. РГАНТД (филиал, Самара) Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 1793, л 5.

17. История авиационного материаловедения. ВИАМ-80 лет: годы и люди [Текст] / под общ. ред. акад. РАН, проф. Е.Н. Каблова. – М.: ВИАМ, 2012. – С. 162, 89.

18. История авиационного материаловедения. ВИАМ-80 лет: годы и люди [Текст] / под общ. ред. акад. РАН, проф. Е.Н. Каблова. – М.: ВИАМ, 2012. – С. 174.

19. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 2240, л. 3, д. 2650, лл. 54-59.

20. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 1921, лл. 3, 7, 62.

21. История авиационного материаловедения. ВИАМ-80 лет: годы и люди [Текст] / под общ. ред. академика РАН, профессора Е.Н. Каблова – М.: ВИАМ, 2012. – С. 87-88, 86.

22. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 2-1, д. 1542, лл. 165-167.

23. Филиал РГАНТД Ф. Р-124, оп. 1-6, д. 1812, лл 1-5.

24. История авиационного материаловедения. ВИАМ-80 лет: годы и люди [Текст] / под общ. ред. академика РАН, профессора Е.Н. Каблова – М.: ВИАМ, 2012. – С. 85, 135.

## CONTRIBUTION OF THE ALL-RUSSIAN RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION MATERIALS TO SPACE EXPLORATION (1950-1980)

© 2013 N. F. Bannikova

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

An attempt is made in the paper to identify and present the main areas of the institute's theoretical and experimental development of new kinds of steel, alloys, and materials for the developing space industry. The most important results of the research carried out by the Institute's specialists and scientists for space-rocket engineering are presented.

*Light aluminum alloys, heat-proof alloys, heat-shielding materials, polymers, space modules.*

### Информация об авторе

**Банникова Наталия Фёдоровна**, кандидат исторических наук, профессор кафедры политологии и истории, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: история, отечественная история.

**Bannikova Natalya Fyodorovna**, candidate of history science, professor, department of political science and history, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: history, national history.

УДК 629.7.08  
ББК У9(2)40

## МОДЕЛЬ ЭКОНОМИЧЕСКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АВИАПЕРЕВОЗЧИКА И АЭРОПОРТОВЫХ СТРУКТУР

© 2013 Б. А. Титов, С. А. Кропивенцева

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены факторы, влияющие на экономические показатели авиаперевозчика, аэропорта и аэропортовых структур. Определены целевые функции авиаперевозчика и обслуживающей компании. Предложена модель экономического взаимодействия авиаперевозчика и аэропортовых структур.

*Авиаперевозчик, аэропорт, обслуживающая компания, модель взаимодействия, штрафные санкции, потери авиаперевозчика, качество обслуживания.*

Дерегулирование воздушного транспорта в странах Европейского Союза коснулось и деятельности аэропортовых структур. Основная цель процесса – предоставить больше возможностей специализированным компаниям или подразделениям авиакомпаний, желающим выполнять наземное обслуживание авиаперевозок наряду с подразделениями и службами аэропорта. Главным толчком для этого послужили многочисленные исследования Ассоциации европейских аэропортов (АСЕ), которые выявили завышение стоимости услуг приблизительно на 30% в крупных европейских аэропортах, где обслуживание выполняется аэропортом монополично. Отмечается при этом невысокое качество обслуживания. По мнению европейских авиаперевозчиков (АЕА), цены за наземное обслуживание на 50% выше в аэропортах, монополично выполняющих наземное обслуживание [1].

Российские аэропорты до недавнего времени являлись классическим примером естественных монополистов на услуги по наземному обслуживанию авиаперевозок. В большинстве российских аэропортов и сегодня наземное обслуживание выполняется силами собственных служб и подразделений. Сторонние обслуживающие компании выполняют лишь отдельные операции. Как правило, и те, и другие

рассматривают наземное обслуживание как технологический, а не бизнес–процесс. Вследствие этого во многих аэропортах эксперты отмечают относительно высокие удельные затраты на наземное обслуживание [2]. Для зарубежных аэропортов характерно присутствие нескольких групп обслуживающих компаний (так называемые хэндлинговые компании, выполняющие комплексное наземное обслуживание), соревнующихся между собой за право обслуживать рейсы авиаперевозчиков [3].

Наземное обслуживание является одним из наиболее сложных и трудоёмких процессов обеспечения полётов в гражданской авиации. От организации процесса зависят экономические результаты всех участников: авиаперевозчика, аэропорта, сторонних обслуживающих компаний. Перечень и последовательность предоставления услуг по наземному обслуживанию определяются технологическим графиком и зависят от вида рейса, класса воздушного судна (ВС), выполняющего рейс, и т.д.

Весь комплекс работ по аэропортовому и наземному обслуживанию ВС авиакомпании можно представить следующим перечнем [4].

1. Аэропортовое обслуживание: обеспечение посадки и вылета ВС; обеспечение авиационной безопасности в зоне

аэропорта; предоставление в пользование аэровокзала; предоставление экипажам метеорологической информации в аэропорту.

2. Обслуживание коммерческой загрузки ВС: обслуживание пассажиров; обработка грузов и почты; обеспечение посадки или высадки пассажиров в/из ВС; доставка пассажиров к/от ВС; обеспечение бортипитания на рейсе; специальное обслуживание пассажиров (предоставление зала повышенной комфортности, VIP-зала); дополнительные услуги по авиационной безопасности.

3. Обслуживание экипажей ВС: штурманское обеспечение полётов (предоставление навигационного расчёта; составление флайт-плана; предоставление экспресс-информации по евроконтролю; разработка одного маршрута полёта); предполётный медицинский осмотр экипажей ВС; доставка экипажа от/к ВС на территории аэродрома; доставка полётной (навигационной) информации на борт ВС; доставка метеорологической информации на борт ВС.

4. Обслуживание воздушного судна: обеспечение топливом ВС; другие работы (услуги), предоставление материально-технических ресурсов (в том числе топлива и специальных жидкостей).

В сложной технологической схеме наземного обслуживания ВС участвует большое количество участников, что затрудняет оптимизацию процесса предполётной подготовки рейса. В современных условиях управлять технологическим процессом обслуживания авиаперевозок приходится при взаимодействии отдельных хозяйствующих структур, количество которых, по мнению экспертов, со временем будет увеличиваться. Поэтому главный оператор аэропорта (далее аэропорт), ответственный за полный комплекс работ по наземной подготовке рейса, помимо временных сроков, должен установить нормы финансовой ответственности каждого участника процесса за своевременность и качество выполнения обслуживания. Решить поставленную задачу можно,

рассматривая взаимодействие авиаперевозчика и обслуживающей компании с позиций теории активных систем. Но вначале выявим факторы, влияющие на экономические показатели участников процесса.

Считается, что около 20% всех расходов авиаперевозчика приходится на оплату услуг по наземному обслуживанию перевозок, из них 25–28% – на топливозаправочную операцию; порядка 9–14% на техническое обслуживание ВС; около 8% на обеспечение авиационной безопасности. Величина постоянных эксплуатационных издержек подразделений аэропорта и обслуживающих компаний составляет в среднем 80%. С уменьшением количества обслуженных рейсов удельные затраты значительно растут, в чём и состоит причина высоких ставок за наземное обслуживание в аэропортах с невысокой интенсивностью воздушного движения [5]. В структуре затрат российских авиакомпаний более 60% связано с объёмом работ, при снижении количества рейсов затраты снижаются в большей степени по сравнению с аэропортами, а себестоимость работ увеличивается в меньшей степени [6].

Выделяя временные слоты для обслуживания рейсов, аэропорт планирует получение вполне определённого уровня прибыли от использования собственных ресурсов. Нарушение запланированных сроков наземного обслуживания влияет на пропускную способность аэропорта, снижается количество самолёто-вылетов, что отражается на получаемой прибыли. Задержка в обслуживании, как и любое другое нарушение установленного расписания, требует привлечения дополнительных ресурсов, что означает неэффективное использование аэропортовой инфраструктуры. Мероприятия по обеспечению регулярности воздушного движения и своевременности оказания услуг наземного обслуживания позволяют избежать неоправданного роста затрат всех участников процесса. В настоящее время действует «Руководство по обеспечению учёта

регулярности полётов воздушных судов гражданской авиации», которым заданы правила учёта регулярности полётов, правила определения размера финансовой ответственности между аэропортом и авиаперевозчиком за нарушение расписания воздушного движения. Однако взаимоотношения аэропорта и независимых обслуживающих компаний нормативно-правовыми актами не регламентированы.

Причины и последствия нарушения регулярности воздушного движения пристально изучаются. На конференции по наземному обслуживанию в 2011 году Люфтганза Консалтинг в докладе «Прямые и косвенные расходы при задержке рейсов: пунктуальность в качестве фактора стоимости» представила результаты исследования последствий нарушений регулярности [7]. В качестве вывода подчёркивается, что регулярность полётов имеет свою цену, сбои в процессе наземного обслуживания влекут за собой значительную часть задержек вылетов, в результате чего убытки терпит вся авиационная отрасль.

Потребителем аэропортовых услуг является авиаперевозчик, поэтому размер финансовой ответственности обслуживающей компании за обслуживание с низким качеством зависит от размера нанесённого авиакомпаниям ущерба. Перечислим неблагоприятные последствия нарушения регулярности вылетов ВС для авиаперевозчика:

1. Из-за потери стыковок по маршруту следования необходимо выплатить компенсации пассажирам.

2. Сдача авиабилетов пассажирами – отказ от полётов и потеря коммерческой загрузки рейса. Если речь идёт о грузовых перевозках, то компенсация выплачивается грузоотправителям и грузополучателям.

3. Штрафные санкции со стороны аэропортов промежуточных посадок и конечного пункта назначения за нарушение слотов.

4. Ухудшение деловой репутации, которую достаточно сложно выразить в

денежном отношении. При оценке величины подобных потерь принимают во внимание так называемые «скрытые», невидимые потери, которые отражают неудовлетворённость потребителей, дополнительные расходы по гарантийным обязательствам и ухудшение репутации компании. «Скрытые» потери имеют место не только при нарушении временных интервалов наземного обслуживания, но и при окончании обслуживания в заданных пределах [8].

**Модель экономического взаимодействия.** Рассмотрим взаимодействие участников процесса наземного обслуживания авиаперевозок. Являясь площадкой для взаимодействия авиаперевозчика и обслуживающей компании, аэропорт определяет сроки выполнения по каждой операции наземной подготовки. Представляя интересы авиаперевозчика, аэропорт является центром, а обслуживающая компания – активным элементом в системе. Состав, структура, целевые функции, допустимые множества, число периодов и порядок функционирования, а также информированность участников определяют механизм функционирования активной системы. В узком смысле механизм функционирования есть совокупность правил и принятия решений участниками активной системы. Центр отвечает за эффективность функционирования системы и обязан заботиться о совершенствовании системы управления. В связи с этим центр может менять структуру системы и механизм её функционирования. Допуская стороннюю обслуживающую компанию к процессу наземного обслуживания авиационных перевозок, следует определить область допустимых значений на длительность обслуживания, представляющую собой уровень качества услуг по наземному обслуживанию, а также выявить функциональную зависимость между затратами обслуживающей компании и уровнем качества обслуживания. Кроме этого, необходимо установить размер финансовой ответственности обслуживаю-

щей компании за услуги с недопустимым уровнем качества (штрафную функцию).

Целевая функция центра (аэропорт) представляет собой суммарные затраты авиаперевозчика, связанные с наземным обслуживанием воздушных перевозок, а также убытки от некачественного наземного обслуживания:

$$\Phi(x, s) = \sum_{i=1}^n Z_i(x, s) + x(s),$$

где  $Z_i(x, s)$  – затраты на  $i$ -й вид наземного обслуживания в объёме  $x$  и уровнем качества обслуживания  $s$ , руб.;  $x(s)$  – нанесённый авиаперевозчику ущерб, в руб.

В общем случае совокупность обслуживающих компаний и подразделений аэропорта оказывает  $n$  видов услуг по наземному обслуживанию. Полный перечень услуг, оказываемых аэропортом авиакомпаниями, указывается в приложении к договору, фактически оказанные услуги фиксируются сторонами соответствующими документами (карточка первичного учёта услуг, акт формы С). Стратегией авиаперевозчика является минимизация затрат на наземное обслуживание авиаперевозок. Можно предположить, что убытки авиаперевозчика как функция качества услуг по наземному обслуживанию имеют линейный характер, если учитываются неблагоприятные последствия (1 – 3), и будут описываться степенной функцией, если дополнительно учитываются «скрытые потери» [9].

Целевая функция активного элемента (обслуживающей компании) представ-

$$B(x, s_{opt}) = \{x \in X / s_{opt} \in [s_{min}; s_{max}], \\ x(s_{opt}) \cdot T(x) - (Z^{n.o}(x, s_{opt}) + r(s_{opt})) \geq x(s) \cdot T(x) - (Z^{n.o}(x, s) + r(s))\}.$$

Чтобы минимизировать затраты авиаперевозчика с учётом затрат обслуживающей компании и диапазона длительности наземной подготовки, необходимо определить оптимальный уровень качества обслуживания, то есть допустимое отклонение на время окончания операции. Решая задачу стимулирования,

платит собой разность между получаемой за обслуживание прибылью и связанными с ним расходами:

$$f(x, s) = x(s) \cdot T(x) - (Z^{n.o}(x, s) + r(s)),$$

где  $x(s)$  – объём реализуемых услуг с качеством  $s$ ;  $T(x)$  – тариф на данный вид обслуживания;  $Z^{n.o}(x, s)$  – затраты обслуживающей компании;  $r(s)$  – штраф за обслуживание с качеством ниже допустимого уровня. В затратах обслуживающей компании, связанных с выполнением операции по наземному обслуживанию, предложено выделять затраты на обеспечение требуемого уровня качества  $Z^{n.o \text{ quality}}(s)$ . Эти затраты функционально зависят от уровня качества предоставляемых услуг.

Стратегия обслуживающей компании состоит в том, чтобы максимизировать прибыль, получаемую за выполненные работы по наземному обслуживанию с минимально допустимым уровнем качества обслуживания. Множество целевых функций, как результат хозяйственной деятельности обслуживающей компании, запишем в виде

$$P(x, s) = \text{Arg max} \{x(s) \cdot T(x) - (Z^{n.o}(x, s) + r(s))\}, \\ s \in [s_{min}; s_{max}]$$

Множество согласуемых планов аэропорта, выполнять которые для обслуживающей компании выгодно, запишем в виде

аэропорт должен выбрать систему стимулирования и размер вознаграждения обслуживающей компании. Задачей синтеза оптимальной функции стимулирования является задача поиска допустимой системы стимулирования, имеющей максимальную эффективность. Система стимулирования «аэропорт – обслуживающая

компания» согласована, если обслуживающая компания оказывает услуги с оптимальным уровнем качества  $s = s_{opt}$ :

$$B(x, s_{opt}) = P(x, s_{opt}).$$

Аэропорт – центр, представляя интересы авиаперевозчика перед обслуживающей компанией – активным элементом, с помощью функции стимулирования (штрафной функции  $r(s)$ ) обеспечивает совпадение плана центра с действиями активного элемента. Примем, что при обслуживании с уровнем качества вне допустимого диапазона обслуживающая компания компенсирует авиаперевозчику нанесённый ущерб:

$$r(s) = x(s), \forall s \notin [s_{min}; s_{max}].$$

Условие согласованности системы «аэропорт – обслуживающая компания» запишем в виде

$$F_{\Sigma} = x(s) \cdot T(x) - (3^{n.o}(x, s) + r(s)) - (3(x, s) - x(s)) \xrightarrow{s \in [s_{min}; s_{max}]} \max. \quad (2)$$

В рассматриваемой системе согласование выполняется по уровню качества обслуживания, с этим показателем связаны затраты обслуживающей компании на качество  $3^{n.o}_{quality}(s)$  и потери авиаперевозчика  $x(s)$ .

Определив функцию потерь авиаперевозчика от уровня качества в линейном виде и выполнив необходимые преобразования (2), определим оптимальное значение уровня качества:

$$s_{opt} = s_{критич} - a \cdot \frac{\Pi}{T},$$

где  $s_{критич}$  – граничное значение показателя качества обслуживания, мин;  $a$  – коэффициент эффективности затрат на обеспечение требуемого уровня качества обслуживания;  $\Pi$  – прибыль авиаперевозчика, получаемая за выполненный рейс, руб.;  $T$  – рейсовое время, мин.

В качестве примера представлены результаты расчёта согласованного уровня качества для операции «заправка ВС

$$\Delta f(x, \Delta s = s_{min} - s_{opt}) \leq \Delta \Phi(x, \Delta s = s_{opt} - s_{max}). \quad (1)$$

Экономическое взаимодействие согласовано, если затраты обслуживающей компании на предоставление услуг с оптимальным уровнем качества меньше получаемого авиаперевозчиком экономического эффекта.

Для нахождения оптимального уровня качества составим интегральную целевую функцию, показывающую суммарный доход от хозяйственной деятельности всех участников процесса наземного обслуживания авиаперевозок. Так как целевая функция авиаперевозчика стремится к минимальному значению, то в суммарной целевой функции формирующие её слагаемые записываются со знаком минус:

топливом», выполняемой при обслуживании рейса Самара – Когалым (выполняется на ВС Воиенг–737). Для этого использовалась накопленная статистика за период с 1 июля 2005 по 30 ноября 2008 [10, 11] по срокам окончания технологических операций. В [12] представлены расчёты диапазона допустимых значений на время окончания обслуживания при заправке ВС топливом:  $s_{min} = 0$ ,  $s_{max} = 0,7203$  мин,  $s_{критич} = 1,6667$  мин. Были сделаны расчёты параметров:  $a = 0,0016$ ,  $\Pi = 389,024$  тыс. руб.,  $T = 7,9$  ч. В условиях согласованности системы «аэропорт – обслуживающая компания» оптимальный уровень качества будет равен

$$s_{opt} = 1,667 - 0,0016 \cdot \frac{389,024}{7,9 \cdot 60} = 0,3535 \text{ мин.}$$

Это означает, что в результате согласованности системы «аэропорт – обслуживающая компания» длительность

операции «заправка ВС топливом» составит

$$t_{opt} = M(t_2) + 3 \cdot s_{opt} = 20,8857 + 3 \cdot 0,3535 = 21,946 \text{ мин.}$$

Для определения экономического эффекта от согласованности взаимодействия аэропорта и обслуживающей компании требуется рассчитать значения целевых функций авиаперевозчика и аэропорта. Значения целевых функций записаны в табл.1.

Таблица 1. Рассчитанные значения целевых функций авиаперевозчика и обслуживающей компании

$S$ , мин	$S_{min} = 0$ мин	$S_{opt} = 0,3535$ мин	$S_{max} = 0,7203$ мин
$\Phi(x, S)$ , тыс. руб.	–	471,981	471,838
$\Delta\Phi(x, \Delta S)$ , тыс. руб	–	471,981 – 471,838=0,143	
$f(x, S)$ , тыс. руб.	262,163	262,039	–
$\Delta f(x, \Delta S)$ , тыс. руб	262,163 – 262,039=0,124		–

Таким образом, условие согласованности (1) выполняется: 143 руб.>124 руб.

Для определения годового экономического эффекта от согласования уровня качества услуги по заправке ВС топливом рассмотрим взаимодействие на примере топливозаправочной компании и аэропорта, представляющего интересы авиакомпании с долей рынка в 25%.

Так, например, в 2011 году в аэропорту Курумоч было обслужено 10087 самолёто-вылетов, количество рейсов авиакомпании было 2521. Рассчитанные годовые затраты топливозаправочной компании на обеспечение требуемого уровня качества в интересах авиакомпании с 25%-ой долей рейсов составят  $124 \cdot 2521 = 312\,614$  рублей. Годовой экономический эффект для авиаперевозчика в результате согласованности системы «аэропорт – топливозаправочная компания» составит  $143 \cdot 2521 = 360\,503$  рублей.

При наземной подготовке первоначального рейса, выполняемого самолётом первого класса, выполняется в среднем 32 технологические операции. Если предположить, что экономический эффект для всех 32 операций не ниже рассчитанного значения, то экономический эффект от согласования уровня качества по каждой операции для перевозчика составит 4576 рублей в расчёте на один рейс. Годовой экономический эффект для авиакомпании от согласованного взаимодействия по

всем операциям наземной подготовки 2521 рейсов составит 11 536 096 рублей.

#### Библиографический список

1. Спарако, П. Куда идут сборы? [Текст] / П. Спарако //Авиатранспортное обозрение. – 2004. – №55. – С.57-62.
2. Нерадько, А. Об итогах Росавиации в 2010 году и основных задачах на 2011 год. 11 марта 2011 года [Электронный ресурс] / А. Нерадько / Aviation Explorer// URL: <http://www.aex.ru/> (дата обращения 30.04.13).
3. Синицкий, А.Б. Основной фактор. Развитие аэропортов – ключ к росту авиаперевозок [Текст] / А.Б. Синицкий //Авиатранспортное обозрение. – 2005. – №59. – С.51-53.
4. Аэропорт Когалым. Официальный сайт [Электронный ресурс]// URL: <http://www.kogalymavia.ru/> (дата обращения 30.04.13).
5. Волкова, Л.П. Взаимодействие аэропорта и авиакомпаний при наземном обслуживании воздушных перевозок [Текст] / Л.П. Волкова //Науч. вестн. МГТУ ГА. Серия Общество, экономика, образование. – 2001. – №41. – С.83-88.
6. Проблемы системы сборов и цен аэропортов: вчера, сегодня, завтра [Текст] / М. Липатова // Авиатранспортное обозрение, 1998, январь–февраль. – С.22-26.



7. Прямые и косвенные расходы при задержке рейсов: Пунктуальность в качестве фактора стоимости [Электронный ресурс]// URL: <http://www.lhconsulting.ru/en/meta-navigation/downloads/speeches-ru.html/> (дата обращения 30.04.13).

8. Управление качеством. Робастное управление. Метод Тагути [Текст]/ [Леон Р. и др.]: пер с англ., под ред. А.М. Талалай. – М.: ООО Сейфи, 2002. – 382 с.

9. Конарёва, Л.А. Структура затрат на обеспечение качества продукции и услуг в компаниях стран с развитой рыночной экономикой [Текст] / Л.А. Кона-

рёва // Методы менеджмента качества. – 2001. – №10.– С.12-18.

10. Компания Авиабит [Электронный ресурс] // URL: <http://www.aviabit.ru/> (дата обращения 30.04.13).

11. Статистические данные [Электронный ресурс] //ИС «Аэропорт»/ООО «Авиабит». – 2012.

12. Кропивенцева, С.А. Определение качества выполнения операции «Заправка воздушных судов топливом» [Текст] / С.А. Кропивенцева // Тр. Всерос. молодёж. науч. конф. с междунар. участием «X Королёвские чтения». – Самара, 2009. – С.189.

## MODEL OF ECONOMIC COOPERATION BETWEEN AN AIR CARRIER AND AIRPORT STRUCTURES

© 2013 B. A. Titov, S. A. Kropiventseva

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

The paper deals with the factors affecting the economic performance of an air carrier, airport and airport structures. The target functions of the carrier and the service company are defined. A model of economic cooperation between the air carrier and airport structures is proposed.

*Airline, airport, service company, integration model, penalties, carrier's losses, quality of service.*

### Информация об авторах

**Титов Борис Александрович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [profitov@mail.ru](mailto:profitov@mail.ru). Область научных интересов: разработка методологических основ моделирования и оптимизации мульти-модальных транспортных процессов.

**Кропивенцева Светлана Анатольевна**, кандидат экономических наук, доцент кафедры организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kropivenceva@gmail.com](mailto:kropivenceva@gmail.com). Область научных интересов: моделирование экономического взаимодействия авиаперевозчика и аэропортовых структур.

**Titov Boris Alexandrovich**, doctor of technical science, professor, head of the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [profitov@mail.ru](mailto:profitov@mail.ru).

[toy@mail.ru](mailto:toy@mail.ru). Area of research: development of methodological principles of modeling and optimization of multimodal transport processes.

**Kropiventseva Svetlana Anatolyevna**, candidate of economics, assistant professor, the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [kropivenceva@gmail.com](mailto:kropivenceva@gmail.com). Area of research: modeling economic cooperation of an airline and airport structures.

УДК 629.7.08

## КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ДЛИТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАЦИИ «ЗАПРАВКА ВОЗДУШНОГО СУДНА ТОПЛИВОМ»

©2013 Б. А. Титов, С. А. Кропивенцева

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Определён диапазон допустимых значений на длительность операции по заправке самолёта топливом с учётом обеспечения регулярности вылета воздушного судна из аэропорта. Полученный диапазон является областью компромиссных решений между авиаперевозчиком и топливозаправочной компанией.

*Заправка топливом, уровень качества, среднее квадратическое отклонение, технологические операции, статистические данные.*

В связи с демонополизацией аэропортовых услуг наземное обслуживание воздушных перевозок осуществляется различными хозяйствующими структурами, для которых выполнение отдельных операций является бизнесом. Главный оператор аэропорта (далее – аэропорт) осуществляет общий контроль процесса наземной подготовки в интересах обеспечения конкурентоспособности аэропортового обслуживания, определяя при этом порядок и правила участия сторонних обслуживающих компаний в производственных процессах. Важнейшим условием конкурентоспособности является обеспечение регулярности самолёто-вылетов.

Регулярность полётов воздушных судов (ВС) по расписанию зависит от правильной организации работы всех структур и подразделений, выполняющих комплекс технологических операций по наземному обслуживанию. Показателями регулярности полётов является регулярность отправлений ВС из аэропортов и регулярность выполнения рейсов по воздушным линиям. Отправление считается регулярным, если ВС начинает движение от перрона после запуска двигателей в установленном расписанием движения время или с отклонением от времени отправления, установленного расписанием, при котором время взлёта по расписанию было выдержано или задержка относительно этого времени не превысила 5 мин

(за время взлёта по расписанию принимается время отправления, установленное расписанием, плюс время на руление) [1].

Проблема с наземным обслуживанием является второй после технических неисправностей причиной нарушения регулярности вылета. Нарушение регулярности отправлений ВС для авиаперевозчика оборачивается убытками из-за штрафных санкций за нарушение слотов в аэропорту назначения, из-за выплат компенсаций пассажирам, а также потери доверия реальных и потенциальных пассажиров.

Нарушение регулярности отправлений ВС для аэропорта потребует дополнительных материальных затрат для обслуживания перевозок вне установленного графика. Ввиду краткосрочности периода наземного обслуживания ВС длительность выполнения операций и своевременность окончания работ имеют существенное значение, так как влияют на регулярность отправления. Для управления технологическим процессом требуется определить нормы качества услуг, предоставляемых независимыми обслуживающими компаниями – участницами процесса наземной подготовки ВС.

ИАТА разработаны рекомендации АНМ 803 «Меморандум о взаимопонимании по стандартам оказываемых услуг». На большинство операций указанным документом заданы показатели качества об-

служивания, которые характеризуются временными параметрами [2].

В работе предложен способ расчёта качества выполнения операций по наземному обслуживанию воздушных перевозок. Получим диапазон допустимых значений на отклонение длительности операции, удовлетворяющих обязательному условию – выпуск ВС по расписанию.

Рассмотрим технологический график обслуживания ВС и выполним расчёт технологического процесса на точность. За показатель точности примем среднее квадратическое отклонение случайной величины – длительности выполнения операции. Строго заданная последовательность выполнения операций по наземному обслуживанию представляет собой временную цепь. Время окончания обслуживания является случайной величиной с допустимым отклонением в 5 минут и нормальным распределением. Требуется определить допустимое отклонение на каждую случайную величину, входящую в систему.

Общая длительность временной цепи представляет собой систему случайных зависимых величин. Дисперсия системы случайных зависимых величин определяется по формуле [3]

$$D(T) = \sum_{i=1}^n D(t_i) + 2 \cdot \sum_{i<j} (k_{ij}), \quad (1)$$

где  $D(t_i)$  – дисперсия случайной величины  $t_i$ ;  $k_{ij}$  – корреляционный момент случайных величин  $i, j$ .

Условимся, что на каждую операцию временной цепи установлена одинаковая точность исполнения, то есть все операции временной цепи равнозначны по важности. Заменим в (1) дисперсию на среднее квадратическое отклонение и выразим  $S$ :

$$S = \sqrt{\frac{S_T^2 - 2 \sum_{i<j} k_{ij}}{n}},$$

где  $S_T$  – среднее квадратическое отклонение на суммарную длительность временной цепи.

Примем, что для верхней границы качества обслуживания среднее квадратическое отклонение на длительность обслуживания отсутствует:  $S_{\min} = 0$ . Общая длительность  $T$  соответствует математическому ожиданию суммы случайных величин – длительностей выполнения операций, составляющих временную цепь:

$$T = M(T) = \sum_{i=1}^n M(t_i).$$

Нижняя граница качества обслуживания определяется из условия, что окончание обслуживания может быть задержано на 5 мин, общая длительность временной цепи равна  $T = \sum_{i=1}^n M(t_i) + 3S_T$ .

Среднее квадратическое отклонение на длительность обслуживания отлично от нуля и равно

$$S = \sqrt{\frac{\left(\frac{5}{3}\right)^2 - 2 \sum_{i<j} k_{ij}}{n}}.$$

Определим ещё одно значение среднего квадратического отклонения на длительность обслуживания:  $S_{\text{критич}}$  – максимально допустимое отклонение длительности  $i$ -й операции при условии, что все остальные операции из временной цепи выполняются с нулевым отклонением:

$$S_{\text{критич}} = \frac{5}{3} \approx 1,667.$$

При задержке окончания  $i$ -й операции на 5 мин ещё возможна отправка ВС с обеспечением регулярности вылетов, но для этого потребуются привлечение дополнительных ресурсов подразделений, ответственных за выполнение других операций, составляющих временную цепь.

Общий цикл наземной подготовки рейса представляет собой перечень операций, выполняемых параллельно-последовательно, при этом часть операций является обязательной, а другая выполняется по требованию. Начало некоторых операций связано с окончанием выполнения ряда других операций. Поэтому при включении операций во временную цепь требуется детальный анализ технологического графика подготовки рейса.

Полученный в результате расчётов диапазон допустимых значений является областью компромисса для поиска оптимального значения среднего квадратического отклонения на длительность операции.

**Определение диапазона значений среднего квадратического отклонения длительности операции «заправка ВС топливом».** Для определения допустимой величины отклонения длительности операции «заправка ВС топливом» при минимальном и максимальном уровнях качества выполнения операции определим перечень и общую длительность выполнения комплекса операций, которые по технологическому графику обслуживания ВС заданы строго последовательно. Временная цепь состоит из следующих хэндлинговых операций: «подготовка к заправке», «заправка ВС топливом», «посадка пассажиров в ВС», «подъезд тягача, подцепка водила», «буксировка и запуск».

Количественные значения минимального и максимального уровней качества выполнения заправки ВС топливом

прямого рейса Самара – Когалым, выполняемого на ВС Voieng–737, рассчитаны с использованием статистических данных. За период с 1 июля 2005 по 30 ноября 2008 гг. системой ИС Аэропорт зафиксировано 55 технологических циклов предполётной подготовки ВС, в расчётах использованы данные по 35 комплексам технологических операций [4].

Рассчитаем по формулам [3] несмещённую оценку математического ожидания

$$\tilde{m} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n},$$

дисперсию

$$\tilde{D} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \tilde{m})^2}{n-1}$$

и среднее квадратическое отклонение

$$S_{\tilde{D}} = \sqrt{\tilde{D}}.$$

В табл. 1 приведены результаты расчётов оценок для числовых характеристик на операции временной цепи.

Так как временную цепь составляют зависимые случайные величины, необходимо рассчитать корреляционные моменты [3]:

$$k_{ij} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_{ki} - \overline{m_{x_k}}) \cdot (x_{li} - \overline{m_{x_l}})}{n-1}.$$

В табл. 2 приведены результаты расчётов коэффициентов корреляции.

Таблица 1. Результаты расчётов статистических оценок для числовых характеристик на операции – составляющие временной цепи

Операция	Несмещённая оценка математического ожидания $\tilde{m}$ , мин	Дисперсия $\tilde{D}$ , мин <sup>2</sup>	$S_{\tilde{D}}$ , мин
Подготовка к заправке	19,857	3,656	1,912
Заправка керосином	20,886	14,222	3,771
Посадка пассажиров	12,114	10,104	3,179
Подцепка водила, подъезд тягача	10,171	22,323	4,725
Буксировка и запуск	9,714	1,857	1,363
Сумма	72,748	39,432	6,280

Таблица 2. Статистические корреляционные моменты между операциями временной цепи

Операция	Подготовка к заправке	Заправка керосином	Посадка пассажиров	Подцепка водила, подъезд тягача	Буксировка и запуск
Подготовка к заправке	1	-1,046	-1,748	2,525	-0,042
Заправка керосином	-1,046	1	-0,692	3,980	1,437
Посадка пассажиров	-1,748	-0,692	1	-2,961	0,298
Подцепка водила, подъезд тягача	2,525	3,980	-2,961	1	-0,156
Буксировка и запуск	-0,042	1,437	0,298	-0,156	1

В результате расчётов получено значение максимального отклонения на длительность операции по заправке ВС топливом, при котором обеспечивается регулярность вылетов из аэропорта  $S_{\max} = 0,72$  мин.

Таким образом, получен диапазон допустимых значений на среднее квадратическое отклонение длительности операции «заправка ВС топливом»:  $s \in [0; 0,720]$ , представляющий собой область компромиссных решений при экономическом взаимодействии авиаперевозчика и топливозаправочной компании.

Для максимального уровня качества среднее квадратическое отклонение на длительность операции «заправка ВС топливом» равно нулю, длительность операции равна

$$t_{\min} = M(t_2) = 20,886 \text{ мин.}$$

Длительность операции по заправке ВС топливом с наименьшим уровнем качества будет превышена на 2 мин 10 с и составит

$$t_{\max} = M(t_2) + 3 \cdot S_{\max} = 20,886 + 3 \cdot 0,720 = 23,046 \text{ мин.}$$

В договоре о наземном обслуживании параметр качества обслуживания при выполнении операции «заправка ВС топливом» может быть зафиксирован так: «Длительность операции «заправка ВС топливом» не дольше 23 мин».

Рассчитаем длительность операции «заправка ВС топливом» при условии, что отклонение по срокам на все операции временной цепи отсутствует и весь «запас» по времени приходится на заправочную операцию:

$$t_{\text{критич}} = M(t_2) + 3 \cdot S_{\text{критич}} = 20,886 + 3 \cdot 1,667 = 25,887 \text{ мин.}$$

Если длительность других операций временной цепи соответствует рассчитанным значениям математического ожидания, то наибольшая длительность заправочной операции, при которой сохраняется регулярность вылета ВС, составит 26 мин.

### Библиографический список

1. Руководство по обеспечению учёта регулярности полётов воздушных судов гражданской авиации СССР РРП ГА 90 [Электронный ресурс] // URL: [http://www. http://airspot.ru/library/](http://www.airspot.ru/library/) (дата обращения 17.10.12).
2. АНМ 803 «Рекомендуемый текст–Меморандум о взаимопонимании по стандартам оказываемых услуг» // Airport Manual Handling, 2008. – 764 с.
3. Вентцель, Е.С. Теория вероятностей [Текст]/Е.С. Вентцель. – М.: Высш. школа, 1998. –576 с.
4. Статистические данные [Электронный ресурс]//ИС «Аэропорт»/ООО «Авиабит», 2010.

## QUANTITATIVE ASSESSMENT OF THE DURATION OF «AIRCRAFT REFUELING» OPERATION

© 2013 B. A. Titov, S. A. Kropiventseva

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

The paper shows the range of acceptable values for the duration of the aircraft refueling operation with a view to ensuring the regularity of aircraft departure from the airport. The resulting range is the domain of trade-offs between the air carrier and the fuel-supply company.

*Fueling, the level of quality, standard deviation, process operations, statistical data.*

### Информация об авторах

**Титов Борис Александрович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [proftitov@mail.ru](mailto:proftitov@mail.ru). Область научных интересов: разработка методологических основ моделирования и оптимизации мультимодальных транспортных процессов.

**Кропивенцева Светлана Анатольевна**, кандидат экономических наук, доцент кафедры организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kropivenceva@gmail.com](mailto:kropivenceva@gmail.com). Область научных интересов: моделирование экономического взаимодействия авиаперевозчика и аэропортовых структур.

**Titov Boris Alexandrovich**, doctor of technical science, professor, head of the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [proftitov@mail.ru](mailto:proftitov@mail.ru). Area of research: development of methodological principles of modeling and optimization of multimodal transport processes.

**Kropiventseva Svetlana Anatolyevna**, candidate of economics, assistant professor, the department of traffic organization and management in transport, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [kropivenceva@gmail.com](mailto:kropivenceva@gmail.com). Area of research: modeling economic cooperation of an airline and airport structures.

ВЕСТНИК  
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО  
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА  
имени академика С. П. КОРОЛЁВА  
(национального исследовательского университета)

№ 2 (40)

2013

Корректоры: **Н. С. Куприянова, Т. К. Кретинина, Ю. Н. Литвинова**  
Компьютерная вёрстка **Т. А. Ефимова**  
Переводчик **Е. И. Безрукова**

*Каталожная цена: 1000 руб.*

---

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 31,25.  
Тираж 200. Заказ \_\_\_\_\_

---

Отпечатано в издательстве СГАУ  
443086, г. Самара, Московское шоссе, 34



**Правила оформления статей для журнала  
«Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета  
имени академика С. П. Королёва  
(национального исследовательского университета)»**

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 по адресу: 443086, Самара, Московское шоссе, 34, 212а – 3А, тел.: (846) 267 48 41, электронная почта: [vest@ssau.ru](mailto:vest@ssau.ru).

2. Текст статьи представляется в формате Microsoft Word на дискетах, CD или DVD. Объём статьи – до 10 страниц формата А4. Имя файла определяется по фамилии первого автора: фамилия.doc. Поля – по 2,5 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 представлены 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 7.1-2003.

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, учёная степень, учёное звание, должность, 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

© 2011 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 имени академика С. П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

(аннотация статьи 50...150 слов, кегль: 10)

(ключевые слова 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

© 2011 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>FSUE SRPSRC "TsSKB-Progress"

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

(аннотация статьи – на английском языке)

(ключевые слова – на английском языке)

(библиографический список – на английском языке)

(информация об авторах для опубликования – на английском языке)