

ISSN 1998-6629 (Print)  
ISSN 2412-7329 (Online)

# ВЕСТНИК

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

Том 14, № 4

2015

УДК 05  
ББК Я5

ВЕСТНИК  
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА  
имени академика С. П. КОРОЛЁВА (национального исследовательского университета)  
Т. 14, № 4, 2015

VESTNIK of the SAMARA STATE AEROSPACE UNIVERSITY  
V. 14, no. 4, 2015

*Главный редактор*

Шахматов Е. В., д.т.н., профессор, СГАУ  
*Editor in Chief*

Shakhmatov Ye. V., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU

*Заместители главного редактора*

Балакин В. Л., д.т.н., профессор, СГАУ  
Прокофьев А. Б., д.т.н., профессор, СГАУ  
*Deputies Chief Editor*

Balakin V. L., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU  
Prokofiev A. B., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU

*Ответственный секретарь*

Прохоров А. Г., к.т.н., доцент, СГАУ  
*Executive Editor*

Prokhorov A. G., Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, SSAU

*Реакционная коллегия*

Аншаков Г. П., член-корр. РАН	Комаров В. А., д.т.н., профессор, СГАУ
Астафьев В. И., д.ф.-м.н., профессор, СамГТУ	Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор, СГАУ
Богатырев В. Д., д.э.н., профессор, СГАУ	Лукачёв С. В., д.т.н., профессор, СГАУ
Гречников Ф. В., член-корр. РАН, СГАУ	Сойфер В. А., член-корр. РАН
Казанский Н. Л., д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН	Шорин В. П., академик РАН
Кирилин А. Н., д.т.н., профессор, АО РКЦ «Прогресс»	

*Editorial Board*

Anshakov G. P., Corresponding Member of the Russian Academy of Science	Kirilin A. N., Doctor of Science (Engineering), Professor, JSC Space Rocket Center "Progress"
Astafiev V. I., Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, SSTU	Komarov V. A., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU
Bogatyryov V. D., Doctor of Science (Economics), Professor, SSAU	Kuzmichyov V. S., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU
Grechnikov F. V., Corresponding Member of the Russian Academy of Science, SSAU	Lukachyov S. V., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU
Kazansky N. L., Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Image Processing Systems Institute, Russian Academy of Science	Soifer V. A., Corresponding Member of the Russian Academy of Science
	Shorin V. P., Academician of the Russian Academy of Science

Журнал входит в утвержденный ВАК при Минобрнауки России Перечень российских рецензируемых научных журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученых степеней доктора и кандидата наук. Журнал включен в общероссийский каталог ОАО «Роспечать». Подписной индекс – 18264.  
Свидетельство о регистрации СМИ ПИ № ФС77-61235 от 3 апреля 2015 г.

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

© Samara State Aerospace University  
34, Moskovskoye Shosse, Samara  
443086, Russian Federation

☎ +7 (846) 267 43 65; e-mail: [vest@ssau.ru](mailto:vest@ssau.ru)

---

---

**СОДЕРЖАНИЕ**

---

---

---

**АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

---

- МЕТОД СОЗДАНИЯ ЦИФРОВЫХ МОДЕЛЕЙ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ И ЕГО ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ НА ПРИМЕРЕ САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ**  
*Г. П. Анишаков, Г. Н. Мятлов, В. А. Малиновский* 7
- БАЙПАСНОСТЬ КАК АТРИБУТ ЖИВУЧЕСТИ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В АНОМАЛЬНЫХ ПОЛЁТНЫХ СИТУАЦИЯХ**  
*Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб* 17
- МЕТОДИКА РАЗМЕЩЕНИЯ ВНЕШНИХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ**  
*Р. Н. Ахметов, Л. Б. Шилов, В. И. Куренков, А. А. Якищук* 38
- ВЫБОР ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ РАЗВЁРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С ОГРАНИЧЕНИЕМ НА СКОРОСТЬ ВЫПУСКА ТРОСА**  
*С. А. Ишков, Сюй Сяо, Г. А. Филиппов* 49
- ЛЁТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ ИСПЫТАНИЯ И ОПЫТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «АИСТ»**  
*А. Н. Кирилин, С. И. Ткаченко, В. В. Салмин, Н. Д. Сёмкин,  
А. П. Папков, В. И. Абрашкин, И. С. Ткаченко,  
Ю. Е. Железнов, Е. Ю. Галаева* 58
- ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ПОВОРОТОВ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2» НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА МИНИМУМА УПРАВЛЕНИЯ**  
*В. Ф. Петрищев, М. Г. Шипов* 72
- СТОХАСТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ УЗЛОВОГО АЭРОПОРТА**  
*В. А. Романенко* 80
- УПРАВЛЕНИЕ ПЛОСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ ОРБИТЫ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ**  
*В. В. Салмин, А. С. Четвериков* 92

**МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА**

---

<b>АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</b> <i>В. И. Азаренков</i>	102
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВОГО ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ДРОССЕЛЯ ДЛЯ СИСТЕМ ПОДГОТОВКИ ПРОБ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ</b> <i>А. Г. Гимадиев, А. В. Уткин</i>	110
<b>ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА МАЛОЦИКЛОВУЮ УСТАЛОСТЬ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ</b> <i>А. С. Злобин</i>	118
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ТРЕЩИН НА ВНУТРЕННЕМ КОРПУСЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НК-86</b> <i>Е. Е. Кочерова</i>	126
<b>ВЛИЯНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ СОПРОТИВЛЕНИЙ 3g И 4g НА ДИСПЕРСНУЮ СТРУКТУРУ НИЗКО- И СРЕДНЕЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ</b> <i>Ю. С. Левкин, И. А. Лушкин</i>	135
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОБКАТКИ ПОВЕРХНОСТИ РОЛИКОМ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ОБРАЗЦОВ</b> <i>В. П. Сазанов</i>	143
<b>ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ЦИКЛА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРОВОДА</b> <i>И. Н. Хаймович, Д. Г. Скрипачёв, С. Ю. Колесникова</i>	151
<b>О ВЗАИМОСВЯЗИ КОНЦЕНТРАЦИИ УГЛЕРОДА В ТОПЛИВЕ И ХАРАКТЕРИСТИК РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ С ВЕЛИЧИНОЙ ИОННОГО ТОКА</b> <i>А. П. Шайкин, С. И. Будаев, И. Р. Галиев</i>	156
<b>ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ</b>	
<b>МОДЕЛЬ ЗАРЯДКИ МИКРОЧАСТИЦЫ РАЗРЯДНОЙ ПЛАЗМОЙ С УЧЁТОМ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ПОЛЯ</b> <i>Н. Д. Сёмкин, А. С. Видманов</i>	164
<b>МЕТОДЫ И СРЕДСТВА УСКОРЕНИЯ ЧАСТИЦ ЕСТЕСТВЕННОГО И ТЕХНОГЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ</b> <i>Н. Д. Сёмкин, К. И. Сухачёв, А. С. Дорофеев</i>	171
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ СФИГМОГРАФИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПУЛЬСОВОЙ ВОЛНЫ</b> <i>А. А. Федотов, А. С. Акулова</i>	192

---

---

**CONTENTS**

---

---

---

**AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING**

---

<b>METHOD OF CREATING DIGITAL TERRAIN MODELS AND ITS PRACTICAL APPLICATION AS EXEMPLIFIED BY SAMARA REGION</b> <i>G. P. Anshakov, G. N. Myatov, V. A. Malinovskii</i>	7
<b>BYPASS AS AN ATTRIBUTE OF UNMANNED SPACECRAFT OPERABILITY IN ANOMALOUS FLIGHT SITUATIONS</b> <i>R. N. Akhmetov, V. P. Makarov, A. V. Sollogub</i>	17
<b>PROCEDURE OF ACCOMODATION OF EARTH REMOTE SANSING SATELLITE EXTERNAL DEVICES WITH REGARD FOR THE SATELLITE TARGET OPERATION</b> <i>R. N. Akhmetov, L. B. Shilov, V.I. Kurenkov, A. A. Yakischik</i>	38
<b>CHOOSING A PROGRAM FOR CONTROLLING THE DEPLOYMENT OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM WITH DEPLOYMENT SPEED LIMITATIONS</b> <i>S. A. Ishkov, Xu Xiaoye, G. A. Filippov</i>	49
<b>FLIGHT DEVELOPMENT TESTS AND ATTEMPTED OPERATION OF «AIST» SMALL SATELLITES</b> <i>A. N. Kirilin, S. I. Tkachenko, V. V. Salmin, N. D. Semkin, A. P. Papkov V. I. Abrashkin, I. S. Tkachenko, Yu. E. Zheleznov, E. Yu. Galaeva</i>	58
<b>OPTIMIZATION OF SPATIAL TURNS OF «AIST-2» SMALL SPACECRAFT ON THE BASIS OF THE PRINCIPLE OF MINIMUM CONTROL</b> <i>V. F. Petrishchev, M. G. Shipov</i>	72
<b>STOCHASTIC OPTIMAL INTEGRATION OF HUB AIRPORT TECHNOLOGICAL RESOURCES</b> <i>V. A. Romanenko</i>	80
<b>CONTROL OF IN-PLANE ORBIT PARAMETERS OF A GEOSTATIONARY LOW-THRUST SATELLITE</b> <i>V. V. Salmin, A. S. Chetverikov</i>	92

---

**MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES**

---

<b>ANALYSIS OF TEMPERATURE FIELDS OF AIRCRAFT COMPONENTS</b> <i>V. I. Azarenkov</i>	102
<b>STUDY OF CHARACTERISTICS OF THE VORTEX THROTTLING VALVE FOR THE SYSTEM OF WATER SAMPLE CONDITIONING</b> <i>A. G. Gimadiev, A. V. Utkin</i>	110
<b>ESTIMATION OF RESIDUAL STRESS INFLUENCE ON THE LOW-CYCLE FATIGUE OF THREADED PARTS</b> <i>A. S. Zlobin</i>	118
<b>INVESTIGATION OF THE CAUSES OF CRACK ORIGINATION IN THE INNER CASING OF NK-86 GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER</b> <i>E. E. Kocherova</i>	126
<b>THE INFLUENCE OF 3G AND 4G VIBRATION ON THE DISPERSE STRUCTURE OF LOW-FREQUENCY AND MEDIUM-FREQUENCY OSCILLATION</b> <i>Y. S. Levkin, I. A. Lushkin</i>	135
<b>INVESTIGATION OF PRELIMINARY SURFACE ROLLING INFLUENCE ON THE FATIGUE RESISTANCE OF THREADED SPECIMENS</b> <i>V. P. Sazanov</i>	143
<b>SIMULATION OF WIRE MANUFACTURING PRODUCTION CYCLE</b> <i>I. H. Haymovich, D. G. Skripachyov, S. Yu. Kolesnikova</i>	151
<b>RELATIONSHIP BETWEEN CARBON CONCENTRATION IN A FUEL AND CHARACTERISTICS OF FLAME PROPAGATION WITH A MAGNITUDE OF ION CURRENT</b> <i>A. P. Shaykin, S. I. Budaev, I. R. Galiev</i>	156

---

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

---

<b>A MODEL OF CHARGING MICROPARTICLES BY DISCHARGE PLASMA WITH ACCOUNT FOR THE ELECTROSTATIC FIELD</b> <i>N. D. Semkin, A. S. Vidmanov</i>	164
<b>METHODS AND MEANS OF ACCELERATING PARTICLES OF NATURAL AND TECHNOGENIC ORIGIN</b> <i>N. D. Semkin, K. I. Sukhachev, A. S. Dorofeev</i>	171
<b>RESEARCH OF A PULSE WAVE SPHYGMOGRAPHIC TRANSDUCER</b> <i>A. A. Fedotov, A. S. Akulova</i>	192

УДК 528.7+629.78

## МЕТОД СОЗДАНИЯ ЦИФРОВЫХ МОДЕЛЕЙ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ И ЕГО ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ НА ПРИМЕРЕ САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ

© 2015 Г. П. Аншаков, Г. Н. Мятлов, В. А. Малиновский

Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

В технологии создания такого информационного продукта как цифровые модели рельефа (ЦМР) местности одним из важнейших звеньев является обеспечение высокой точности модели, для подтверждения которой требуется наличие эталона. В отличие от методического подхода, основанного на получении данных о рельефе местности с помощью оцифрованных топографических карт, для создания эталонной ЦМР предложена методология, обеспечивающая высокую точность решения задачи координатной привязки опорных точек за счёт дифференциальной обработки навигационной информации, полученной двухчастотными приёмниками геодезического класса. Разработана и экспериментально подтверждена методика получения высокоточных сечений рельефа местности, основой которой является жёстко связанный алгоритм комбинирования инерциальных и спутниковых измерений, который обеспечивает высокую точность решений даже при временном отсутствии спутниковых сигналов. В результате полевых и камеральных работ, проведённых в период с 2013 по 2015 гг., обеспечено создание эталонной ЦМР размером около  $50 \times 50 \text{ км}^2$ , позволившей проводить оценку создаваемых по результатам космической стереосъёмки ЦМР и соответствующую коррекцию программно-методического аппарата обработки данных дистанционного зондирования Земли.

*Дистанционное зондирование Земли, цифровая модель рельефа, стереосъёмка, точность цифровой модели рельефа.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-7-16

В настоящее время наиболее значимыми информационными продуктами, создаваемыми на основе данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), становятся цифровые модели рельефа местности. Это связано, прежде всего, с высокой потребностью в таких продуктах на мировом рынке данных ДЗЗ, а также с появлением новых инновационных методов и средств, обеспечивающих реализацию процесса получения, обработки и предоставления потребителям ЦМР.

Наиболее важную роль применение цифровых моделей рельефа местности играет при решении задач картографирования, а также для таких разнообразных приложений, как трёхмерная визуализация, анализ поверхности в целях «прецизионного земледелия», картирование в пределах прямой видимости для размещения станций сотовой связи и прокладки трасс теплоносителей, анализ аварийных ситуаций (так называемого картирования наводнений), навигация.

На точность построения рельефа оказывают влияние многие факторы, такие как пространственное разрешение и геометрическое качество изображений, состояние атмосферы, масштаб карты, точность опорных точек.

Для оценки метрических свойств ортоизображений земной поверхности, получаемых системами дистанционного зондирования Земли, необходима точная координатная привязка опорных точек (определение их геоцентрических (X, Y, Z) или геодезических (B, L, H) координат). Точность привязки должна быть на уровне долей проекции пиксела на земную поверхность, что для современных систем ДЗЗ в абсолютных значениях соответствует уровню 0,25...0,5 метра. Это определяется тем, что величины погрешностей опорных и контрольных точек в плановом положении, в соответствии с требованиями нормативных документов, не должны превышать 0,5 мм в масштабе создаваемого ортоизображения для рав-

нинных и всхолмленных районов и 0,7 мм – для горных.

В то же время для оценки точности создаваемых на основе данных ДЗЗ цифровых моделей рельефа важно иметь данные о высоте рельефа местности. Высота каждой опорной точки должна определяться с точностью не хуже 0,5 м. Для более полного анализа точности создаваемых ЦМР важно иметь возможность получения высокоточных непрерывных профилей рельефа местности заданной территории.

В отличие от методического подхода, основанного на получении данных о рельефе местности с помощью оцифрованных топографических карт [1], для создания эталонной ЦМР применены способы, обеспечивающие высокую точность решения задачи координатной привязки опорных точек за счёт дифференциальной обработки навигационной информации, полученной двухчастотными приёмниками геодезического класса.

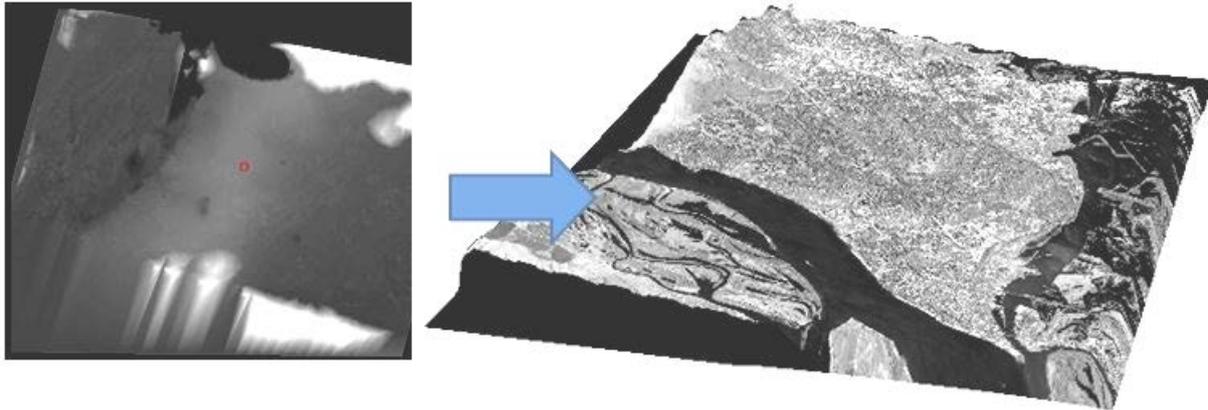
Для получения заданной высокой точности абсолютного позиционирования сети опорных точек используется дифференциальный метод, в котором обработка сигналов основана на одновременных измерениях, сделанных с одними и теми же навигационными спутниками двумя различными приёмниками, расположенными соответственно на базовой и мобильной станции. При этом формируются двойные разностные уравнения, которые устраняют или уменьшают влияние главных источников ошибок, связанных с распространением сигнала.

Для высокоточного определения координат базовой станции применён метод точного позиционирования PPP (Precise Point Positioning), обеспечивающий возможность позиционирования с точностью до 10-30 см в режиме кинематики и до 1,5-2 см в режиме статики. В этом методе решения базируются на использовании двухчастотного навигационного приёмника геодезического класса и точных эфеме-

рид наблюдаемых спутников, содержащихся в файлах Rapid и Final и доступных соответственно спустя 17 часов и 12 суток через сеть Международной службы навигационных сообщений IGS (International Geodesic System). Оба решения, реализованные в программе GrafNav 8.10 компании Waypoint, используют алгоритмы многопроходного сглаживания при помощи фильтра Калмана и широко применяются при выполнении изыскательских и аэрофотогеодезических работ в Канаде, США и других странах [2,3].

Проведённые в 2014 году полевые и камеральные работы обеспечили получение данных по достаточно большому числу опорных точек (более трёхсот), расположенных на участке местности размером  $50 \times 50 \text{ км}^2$ , что позволило выполнить целый ряд экспериментальных исследований по оценке точности информационных продуктов, создаваемых на основе данных дистанционного зондирования, получаемых с помощью КА «Ресурс-П». В частности, проведена оценка точности цифровой модели рельефа местности в районе города Самара, а также оценка точности геопривязки ортотрансформированных изображений города Самары и его окрестностей с использованием 26 контрольных точек. При помощи программного комплекса ENVI и стереопары, полученной с КА «Ресурс-П» №1 при углах отклонения от надира  $-27,65^\circ$  и  $+27,71^\circ$ , была построена цифровая модель рельефа (рис. 1) и на её основе промоделировано затопление территории Самарской области при разных уровнях подъёма воды в Саратовском водохранилище.

Для обеспечения возможности обработки данных в программном комплексе ENVI была разработана методика и проведено конвертирование паспорта файлов для каждого снимка стереопары, формируемого штатным комплексом обработки космических снимков с КА «Ресурс-П» №1.



2D-визуализация ЦМР

3D-визуализация ЦМР+снимок

Рис. 1. Визуализация цифровой модели рельефа местности в районе города Самара

При статистической обработке данных, проводимой с целью оценки точности созданной ЦМР, принималась аддитивная модель ошибок, согласно которой разности высот построенной ЦМР и контрольных точек на поверхности Земли (эталонной ЦМР) рассматривались в виде суммы систематической  $\Delta H$  и случайной  $\delta H$  ошибок [4]:

$$\Delta H = \Delta_H + \delta_H. \quad (1)$$

В качестве основных показателей точности цифровой модели рельефа были приняты следующие параметры:

- среднее значение разности высот, оценка систематической ошибки:

$$\overline{\Delta H} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta H_i, \quad (2)$$

где  $n$  – число контрольных точек;

- средняя квадратическая ошибка (Root Mean Square Error – RMSE):

$$RMSE_{\Delta H} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta H_i^2}; \quad (3)$$

- средняя абсолютная ошибка (Mean Absolute Error – MAE):

$$MAE_{\Delta H} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |\Delta H_i|; \quad (4)$$

- стандартная среднеквадратическая ошибка (СКО):

$$\sigma_{\Delta H} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n \Delta H_i^2}; \quad (5)$$

- центрированная средняя абсолютная ошибка:

$$\theta_{\Delta H} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n |\Delta H_i|}. \quad (6)$$

Результаты оценивания точности ЦМР, созданных с применением от одной до одиннадцати опорных точек, приведены в табл. 1. Для оценивания точности использовалось 26 контрольных точек эталонной ЦМР.

Таблица 1. Результаты оценивания точности ЦМР, построенных с использованием различного количества опорных точек

№	Наименование параметра	Количество опорных точек					
		1	3	5	7	9	11
1	Средняя квадратическая ошибка, м	4,81	3,60	2,65	2,5	2,37	2,42
2	Средняя абсолютная ошибка, м	3,18	2,93	2,13	2,34	2,50	2,28
3	Стандартная среднеквадратическая ошибка, м	4,3	3,74	2,77	2,67	2,74	2,68
4	Центрированная средняя абсолютная ошибка, м	1,58	1,84	1,45	1,46	1,44	1,46

По результатам проведённой оценки точности ЦМР с КА «Ресурс-П» №1 можно сделать вывод, что цифровая модель рельефа удовлетворяет требованиям карт масштаба 1:50000 (средняя абсолютная ошибка составляет не более 3 м). Показано, что для построения ЦМР достаточно наличия пяти опорных точек, так как точность ЦМР при использовании большего количества опорных точек значительно не улучшается (рис. 2).

Для создания тематического продукта более высокого уровня качества (например, карт масштаба 1:25000 и 1:10000) возникла необходимость обеспечения разработчиков программно-методического обеспечения (Рязанский филиал АО «РКЦ «Прогресс» ОКБ «Спектр») качественно новой информацией о эталонной ЦМР, позволяющей оценивать не только точность определения высот отдельных точек, но и судить о точности воспроизведения профилей рельефа местности.

В мировой практике хорошо известны две технологии, позволяющие создать эталонную ЦМР такого уровня качества – аэрофотосъёмка и лидарная съёмка. Пример созданной по результатам аэрофотосъёмки трёхмерной модели местности на отдельный участок территории полигона «Самара» приведён на рис. 3.

Использование этих технологий позволяет получить данные о высоте каждой точки заданной территории за достаточно короткий срок. Однако применимость их в реальных условиях достаточно ограничена: с одной стороны – высокой стоимостью проведения работ, а с другой стороны – организационно-техническими проблемами, связанными с получением разрешительных документов, особенно в случае лидарной съёмки, где из-за наличия достаточно мощного лазерного излучения необходимо дополнительно обеспечивать выполнение требований экологической безопасности.



Рис. 2. Зависимость точности создаваемой ЦМР от количества используемых опорных точек



Рис. 3. Визуализация трёхмерной модели местности, построенной по данным авиационной съёмки (Водинский карьер, Волжский район, Самарская область)

Имеющееся в распоряжении АО «РКЦ «Прогресс» навигационное оборудование и соответствующее программное обеспечение для обработки навигационной информации дали возможность разработать инновационную технологию получения высокоточных сечений рельефа местности, соответствующих дорожной сети на территории полигона и существенно повышающих точность оценки создаваемых по результатам космической стереосъёмки ЦМР. В ходе проведённых работ была разработана и экспериментально подтверждена методика получения таких профилей с использованием технологии SPAN (Synchronized Position, Attitude and Navigation), основой которой является жёстко связанный алгоритм комбинирования инерциальных и спутниковых измерений, который обеспечивает высокую точность решений даже при временном отсутствии спутниковых сигналов. При этом показано, что наличие

только навигационных измерений, без использования данных от прибора инерциальной навигации, не позволяет всегда получить точное решение [5].

Основным достоинством предлагаемой технологии, кроме простоты её реализации, является высокая экономическая эффективность, обусловленная сочетанием относительной дешевизны использования автотранспорта по сравнению с авиационным носителем и высокой производительностью метода, что позволяет рассматривать её в ряде задач как конкурента лидарной самолётной съёмки.

Технически эта технология заключается в проведении синхронных навигационных измерений двумя высокоточными приёмниками геодезического класса, один из которых в течение длительного времени (не менее 8 часов) находится постоянно в одной точке пространства (базовая станция), а второй, совмещённый с системой инерциальной навигации, установлен

на перемещающемся по заданному маршруту автотранспортном средстве (мобильная станция). Последующая совместная обработка полученного большого объёма навигационных данных в специализированном программном пакете GrafNav 8.10 компании Waypoint обеспечивает получение не менее 1000 высотных отметок на 1 км пути, что соответствует созданию более 1 миллиона контрольных точек по всей территории полигона «Самара».

При планировании полевых работ основное внимание было уделено обеспечению надёжности и достоверности получаемых результатов.

Маршруты движения были запланированы с учётом следующих факторов:

- проезд мобильной станции в двух направлениях (по разным краям дороги);
- наличие общих участков дороги на нескольких маршрутах;
- прохождение трасс маршрутов по территории полигона «Самара», на котором имеется около 400 опорных точек;
- создание дополнительных контрольных точек (режим «стой и иди»).

Выполненные оценки точности построения высокоточных сечений рельефа местности, основанные на использовании полученной ранее (2013–2014 гг.) сети опорных точек и проведении нескольких независимых измерений, подтвердили точность построенного профиля высот. Среднее значение разностей высот между опорной точкой и точкой полученного цифрового профиля составило 0,18 м.

В ходе проведения экспериментальных работ установлено, что при ограниченном времени съёма навигационных данных с мобильной станции на опорных точках (5...10 минут) заданная точность обеспечивается на расстоянии не более 30 км от базовой станции, что заставило при

постановке экспериментальных работ по получению непрерывных профилей рельефа местности создавать свою базовую станцию для каждого кольцевого маршрута радиусом менее 30 км.

Реализация данной технологии получения высокоточных профилей рельефа местности даёт возможность резко увеличить производительность (с 20 точек в сутки в ранее используемом методе – до сотен тысяч). Плотность получаемых высотных отметок достигает в последнем случае более 400 точек на 1 км<sup>2</sup> (в ранее используемом методе – 1 точка на 10 км<sup>2</sup>). Полученные результаты приведены на рис. 4-6. Отработанные технологии получения высокоточных данных о рельефе поверхности Земли дают возможность не только обеспечить имеющийся тестовый полигон огромным количеством контрольных точек, что реализовано в ходе работы, но и при необходимости получить в кратчайшие сроки (5-6 дней полевых работ) аналогичные данные для любого доступного участка земной поверхности, например, для обеспечения точной опорной информацией данных ДЗЗ, поступающих от КА «Ресурс-П» №1 и №2.

На рис. 4 представлен фрагмент маршрута движения мобильной станции, нанесённый на геопривязанный снимок города Самары (район пересечения улиц Демократическая и Георгия Димитрова). На рис. 5 представлен фрагмент маршрута, соответствующий участку дороги по улице Советской Армии от улицы Ново-Садовая до спуска к реке Волга. На рис. 6 показано сравнение высотных профилей этого участка маршрута, построенных по результатам обработки стереопары снимков КА «Ресурс-П» и по данным постобработки навигационных измерений (эталонная ЦМР).



Рис. 4. Детальный фрагмент маршрута движения мобильной станции, нанесённый на геопривязанный снимок города Самары (район пересечения улиц Демократическая и Георгия Димитрова)



Рис. 5. Фрагмент маршрута движения мобильной станции, нанесённый на геопривязанный снимок города Самары (участок по ул. Советской Армии от ул. Ново-Садовой к р. Волге, длина участка – 1790 м)

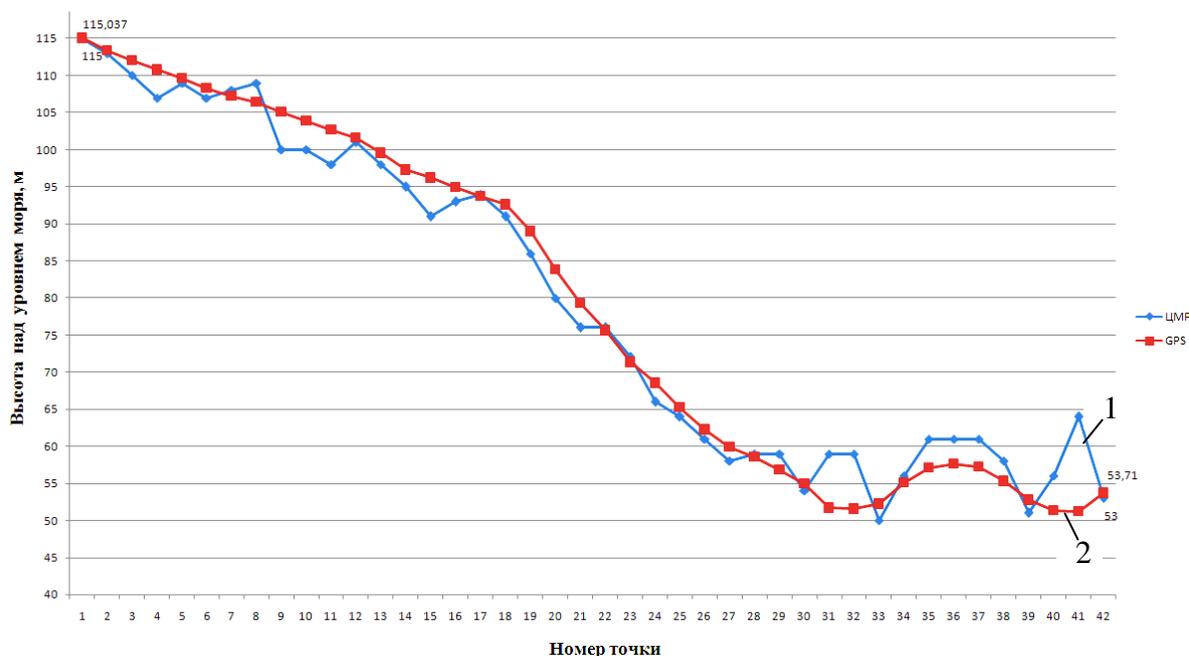


Рис. 6. Сравнение высотных профилей участка маршрута по ул. Советской Армии от ул. Ново-Садовой к р. Волге, построенных по результатам обработки стереопары снимков КА «Ресурс-П» (синий цвет (1)) и по данным постобработки навигационных измерений (эталонная ЦМР – красный цвет (2)).  
Значение номера точки по оси абсцисс (с учётом дискретности шага точек 42 м) определяет расстояние от перекрёстка улиц Ново-Садовой и Советской Армии

Созданная в ходе проведённых работ эталонная модель рельефа местности позволяет обеспечить сравнение сотен профилей рельефа местности, аналогичных приведённым на рис. 6, при этом дискретность построения эталонных профилей может достигать долей метра.

Переход при оценке точности ЦМР, создаваемых по космическим стереоснимкам, от десятков контрольных точек, распределённых на дальностях в несколько километров, до сотен тысяч контрольных

точек эталонной модели, выдаваемых с дискретностью менее метра, позволил усовершенствовать программно-методическое обеспечение создания ЦМР и совершить качественный скачок, повысив точность конечного информационного продукта почти в 1,5 раза (с 2,7 до 1,9 м).

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ «ОФИ\_М» №13-01-12014.

### Библиографический список

1. Новаковский Б.А., Прасолова А.И., Пермяков Р.В. Точность цифровых фотограмметрических моделей рельефа // Геодезия и картография. 2015. № 2. С. 39-47.
2. Войтенко А.В., Виноградов А.В., Жигулин А.Ю. Оценка точности метода Precise Point Positioning и возможности его применения при кадастровых работах // Геопрофи. 2010. № 2. С. 27-30.
3. Bisnath S. Precise Point Positioning – A Powerful Technique with a Promising Future // GPS World. 2009. V. 20, Iss. 4. P. 43-50.
4. Оньков И.В. Оценка точности ЦМР, созданных по стереопарам триплета

КА ТН-1 в программном комплексе ENVI // Геоматика. 2014. № 3. С. 22-28.

5. Методы спутникового и наземного позиционирования. Перспективы раз-

вития технологий обработки сигналов / под ред. Д. Дардари, Э. Фаллетти, М. Луизе. М.: Техносфера, 2012. 528 с.

### Информация об авторах

**Аншаков Геннадий Петрович**, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, профессор, заместитель генерального конструктора, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область научных интересов: дистанционное зондирование Земли, методы обработки информации дистанционного зондирования Земли.

**Мятов Геннадий Николаевич**, кандидат технических наук, заместитель главного конструктора – заместитель начальника отделения, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область

научных интересов: дистанционное зондирование Земли, методы обработки информации дистанционного зондирования Земли.

**Малиновский Владимир Андреевич**, заместитель начальника отдела, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара. E-mail: [vladmalinovski@gmail.com](mailto:vladmalinovski@gmail.com). Область научных интересов: дистанционное зондирование Земли, методы обработки информации дистанционного зондирования Земли, методы измерения координат объектов, радиолокационные системы с синтезированной апертурой.

## METHOD OF CREATING DIGITAL TERRAIN MODELS AND ITS PRACTICAL APPLICATION AS EXEMPLIFIED BY SAMARA REGION

©2015 G. P. Anshakov, G. N. Myatov, V. A. Malinovskii

JSC «Rocket Space Center «Progress», Samara, Russian Federation

The article shows that high accuracy is one of the most important elements in the technology of creating such information products as a digital elevation model (DEM) of the terrain, so a reference is to be provided to confirm the accuracy. Unlike the methodological approach based on collecting data on the terrain relief using digitized topographic maps, a procedure is proposed to generate a reference DEM. The procedure provides high accuracy in solving the problem of coordinate referencing of control points due to differential processing of the navigation information obtained with the help of dual-frequency receivers of the geodetic class. In the course of work a technique for obtaining precise contour intervals of the terrain based on a rigidly bound algorithm for combining inertial and satellite measurements providing high-precision solutions even in the temporary absence of satellite signals was developed and experimentally validated. As a result of field and office works conducted in 2013-2015, a reference DEM with a size of about  $50 \times 50 \text{ km}^2$  was established that made it possible to evaluate the results obtained by DEM space stereo photography and make appropriate corrections in the program and methodical apparatus of Earth remote sensing data processing.

*Remote sensing; digital elevation model; stereo photography; DEM accuracy.*

### References

1. Novakovskii B.A., Prasolova A.I., Permiakov R.V. The accuracy of photogrammetric digital elevation models. *Geodesy and Cartography*. 2015. No.2. P. 39-47. (In Russ.)
2. Vinogradov A.V., Voitenko A.V., Zhigylin A.U. Accuracy Evaluation of the Precise Point Position Technique for Processing Satellite Data Positioning and its Ap-

plication for Inventory Works. *Geoprofi.* 2010. No. 2. P. 27-30. (In Russ.)

3. Bisnath S. Precise Point Positioning – A Powerful Technique with a Promising Future. *GPS World.* 2009. V. 20, Iss. 4. P. 43-50.

4. On'kov I.V. Accuracy assessment of DEM based on stereo pairs of a triplet KA TH-1 in ENVI software. *Geomatics.* 2014.

No. 3. P. 22-28. (In Russ.)

5. *Metody sputnikovogo i nazemnogo pozitsionirovaniya. Perspektivy razvitiya tekhnologii obrabotki signalov* [Satellite and Terrestrial Radio Positioning Techniques. A Signal Processing Perspective / ed. by D. Dardari, E. Falletti, M. Luise]. Moscow: Tekhnosfera Publ., 2012. 528 p.

### About the authors

**Anshakov Gennadiy Petrovich**, Doctor of Science (Engineering), Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Professor, Deputy General Designer, JSC «RSC «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of Research: Earth remote sensing, methods of processing remote sensing information.

**Myatov Gennadiy Nikolaevich**, Candidate of Science (Engineering), Deputy Chief Designer – Deputy Head of Department, JSC «RSC «Progress», Samara, Rus-

sian Federation. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of Research: Earth remote sensing, methods of processing remote sensing information.

**Malinovskii Vladimir Andreevich**, Assistant Chief of Department, JSC «RSC «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [vladmalinovski@gmail.com](mailto:vladmalinovski@gmail.com). Area of Research: Earth remote sensing, methods of processing remote sensing information, measurement of position data, synthetic aperture radars.

УДК 531.383: 629.78

**БАЙПАСНОСТЬ КАК АТРИБУТ ЖИВУЧЕСТИ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В АНОМАЛЬНЫХ ПОЛЁТНЫХ СИТУАЦИЯХ**© 2015 Р. Н. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

Рассматривается фактор байпасности как основа обеспечения живучести космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) при аномальных полётных ситуациях (АПС), связанных с отказами бортовых систем (БС). Живучесть, как комплексное качество, декомпозируется на частные свойства: неуязвимость, адаптивность и восстанавливаемость. Принципы реализации частных свойств в полёте КА базируются не только на конструктивных мероприятиях (например, защита), но и на управлении техническим состоянием БС. При этом используются не только встроенные структурные резервы, но и байпасы на основе других видов ресурсов. Целью байпасного управления при АПС является обеспечение живучести и целевого функционирования КА ДЗЗ с помощью минимальных дополнительных средств. Для этого применяются обходные пути достижения целей, т.е. байпасы, формируемые на основе функциональных, информационно-аналитических и естественных ресурсов, присущих БС по определению, и эмерджентных (синергетических) ресурсов, возникающих в результате целенаправленного взаимодействия разнородных частей целого, в частности, совокупности БС в составе КА. Актуальность задачи обеспечения живучести возрастает по мере снижения габаритно-массовых параметров КА ДЗЗ, связанных с ужесточением ограничений и увеличением длительности активного существования при сравнительно высоких требованиях по целевым показателям эффективности (ЦПЭ). Предлагаются варианты использования доступных видов избыточностей БС для байпасного управления в полёте КА ДЗЗ с учётом изменения ЦПЭ в установленных пределах. Представлены схемы получения оценок эффективности и живучести как векторных показателей, так и численных оценок на основе байпасов, в том числе опирающихся на показатели и критерии живучести БС. Показана возможность формирования с их помощью требований к бортовым системам в обеспечение живучести КА в аномальных полётных ситуациях.

*Дистанционное зондирование Земли, автоматические космические аппараты, бортовые системы, аномальные полётные ситуации, байпасы, живучесть, деградация целевых показателей.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-17-37

**Введение**

В настоящее время при проектировании сложных технических систем (СТС), включая авиационные и космические, обычно исходят из концепции надёжности, которая опирается на общепринятые положения теории надёжности, отработанные методики и расчётные схемы, регламентированные ГОСТ [1,2]. Известно, что с увеличением объёма выборки (статистического материала) достоверность вероятностных оценок в теории надёжности возрастает. В космической технике, несмотря на большой объём наземных испытаний, учесть все возможные факторы возникновения АПС не представляется возможным. Многие космические эксперименты (например, КА

«Фобос-Грунт») по своей природе являются уникальными, готовятся многие годы и рассчитаны на проведение в течение продолжительного времени. То же самое можно сказать и о современных космических аппаратах дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ), которые разрабатываются в течение нескольких лет и рассчитываются на время активного существования в течение 10 и более лет. По существу КА ДЗЗ оказываются продуктом мелкосерийного и даже единичного производства, их стоимость значительно возрастает, а вероятностные оценки надёжности становятся слабо обусловленными. В то же время высокую актуальность сохраняют вопросы обеспечения устойчивого целевого функционирования КА ДЗЗ на всём интервале активного су-

ществования  $T_{ac}$ , в том числе при АПС из-за отказов БС. В этой связи помимо повышения надёжности работы БС на первый план выходят задачи обеспечения живучести БС и КА в целом. В теории надёжности развиты методы отказоустойчивого функционирования за счёт структурного резервирования компонентов КА («холодное» или «горячее» резервирование), мажоритарной логики и др. Однако в условиях жёстких массоэнергетических ограничений такой подход осуществить для всех компонентов КА затруднительно. Поэтому в теории живучести помимо структурного резервирования развиваются подходы, связанные с эффективным использованием ресурсов других видов, а именно информационных, функциональных, временных. Некоторые подходы, основанные на принципе Бьесиота и использовании информационных ресурсов (переход БС при АПС к устойчивым состояниям), развиты в работах [3-7].

В данной работе рассматривается подход, связанный с формированием при АПС обходных путей выполнения основных функций КА ДЗЗ. Задача состоит в том, чтобы отыскать приемлемые бортовые ресурсы и продуктивные способы их применения в АПС для осуществления целевых функций бортовых систем, учитывая различие методов и средств построения их основных контуров. Такой подход будем называть байпасным, а сами обходные пути – байпасами. Понятие «байпас» происходит от английского слова *bypass* – обход, обвод. По сути, это дополнительный путь – в обход, например, поражённого участка. Частным случаем байпаса является шунт от английского слова *Shunt* – ответвление.

### Принципы реализации байпасности для АПС КА ДЗЗ

В общем случае целевое функционирование КА ДЗЗ может происходить как в расчётных или «нормальных» условиях полёта, так и в аномальных ситуациях, связанных с отказами БС. При этом

аномальные полётные ситуации можно условно разделить на два класса:

- расчётные, или «проектные», последствия которых можно заранее оценить и предусмотреть их парирование;
- нерасчётные АПС, последствия которых плохо предсказуемы ввиду неопределённости причин, их вызывающих [5,6].

Для обеспечения функционирования КА ДЗЗ в нормальных условиях полёта широко используются методы теории надёжности, которые базируются на вероятностных оценках работоспособности бортовых систем, исходя из безотказности их элементов, а также с учётом свойства отказоустойчивости [1,2].

**Отказоустойчивость** системы при этом понимается как её способность при отказах элементов сохранять структуру и требуемое качество функционирования в заданных условиях. В нормальных (расчётных) условиях она оценивается при отказах, вызванных старением элементов, технологическими и производственными дефектами и другими факторами. При этом восстановление системы осуществляется, как правило, за счёт встроенных структурных резервов, находящихся в «горячем» режиме. Применение «холодного» резервирования зависит от наличия и характера временной избыточности и опирается на принципы обеспечения живучести систем.

**Живучесть** системы характеризуется как её способность при отказах элементов сохранять в определённых пределах качество функционирования или восстанавливать такую способность путём изменения структуры на ограниченном интервале времени. Отсюда следует, что сущность свойства живучести отражается ключевыми понятиями «сохранение» и «восстановление» [2-4].

Под **живучестью** КА ДЗЗ будем понимать его свойство сохранять «состояние способности» к целевому функционированию при отказах БС, вызываемых повреждениями и сбоями компонентов, или восстанавливать такую способность за счёт внутренних ресурсов (избыточно-

стей), сохранившихся при АПС, с помощью восстановительных мероприятий в течение установленного ограниченного интервала времени. Реализация совокупности таких восстановительных мер поддерживается рядом проектных мероприятий, общая схема которых представлена на рис. 1.

Следует отметить, что многие элементы этой схемы могут совпадать или быть общими с процессами, которые сложились в практике обеспечения работоспособности КА ДЗЗ, исходя из достижения расчётных (заданных) уровней надёжности БС.

К их числу относятся следующие процедуры:

- подготовка перечня возможных отказов всего комплекса БС КА. Эта работа проводится при активном участии смежных предприятий – разработчиков и изготовителей компонентов БС, в основном бортовой аппаратуры (БА);

- анализ возможных отказов БА и их влияния на БС с учётом критичности бортовых элементов, вероятности появления каждого отказа и степени его воздействия на другие системы;

- обоснование решения об уровне вероятности безотказной работы компонентов каждой БС, принципов формирования резервов БС в обеспечение требуемой надёжности КА ДЗЗ (по техническому заданию заказчика).

Таким образом, живучесть КА ДЗЗ, оцениваемая в аномальных условиях полёта (расчётных и нерасчётных), отражает мероприятия по парированию отказов его БС, возникающих из-за сбоев и отказов компонентов.

Ввиду подобия условий, возникающих при АПС, в сущности понятий надёжности, отказоустойчивости и живучести есть общие черты, что отображается в табл.1 возможными сферами их применения.

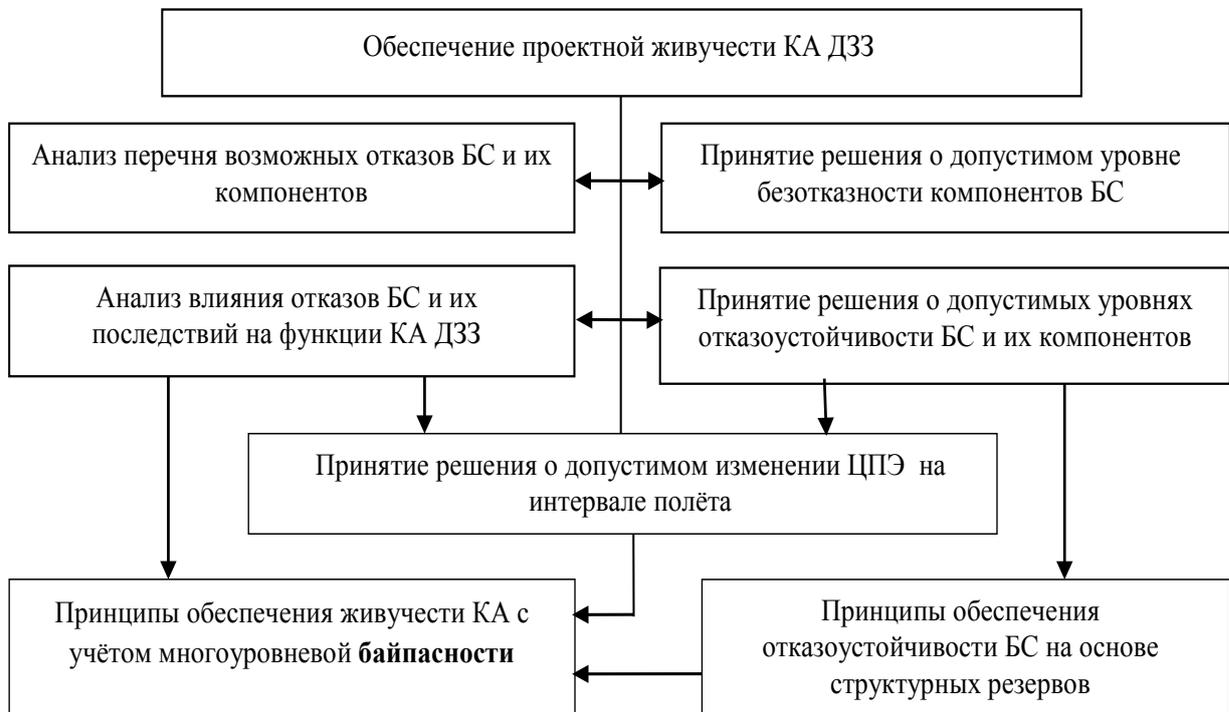


Рис. 1. Схема проектных мероприятий по обеспечению живучести КА ДЗЗ в полёте

Таблица 1. Условия преимущественного применения различных концепций

Условия работы Состояния	Нормальные (расчётные)	Аномальные (расчётные)	Аномальные (нерасчётные)
Работоспособности БС	Надёжность БС (безотказность БА)	-	-
Поддержание работоспособности БС	Отказоустойчивость БС («горячее» резервирование структурных компонентов)	Отказоустойчивость БС («холодное» резервирование структурных компонентов, временная избыточность)	Живучесть БС (временная и функциональная избыточность, байпасные каналы)
Способности КА ДЗЗ к целевому функционированию	Штатные	Живучесть КА ДЗЗ (байпасы на основе временной, структурной и функциональной избыточности БС)	Живучесть КА ДЗЗ (байпасные контуры, синергетические свойства $\Sigma$ БС)

В аномальных расчётных условиях свойства отказоустойчивости и живучести систем практически совпадают. При реализации байпасов с помощью традиционных схем структурного резервирования компонентов возможно применение резервов либо в «горячем» режиме, либо в «холодном» режиме, но при наличии временной избыточности в процессах функционирования.

В аномальных нерасчётных условиях полёта отказоустойчивость систем не реализуется из-за невозможности сохранения структуры и поведения БС. При этом живучесть КА ДЗЗ может обеспечиваться за счёт байпасов, которые формируются не только на основе типовых ресурсов БС (структурных, функциональных, информационных, временных). Наряду с ними могут использоваться ресурсы иного плана, например, естественные ресурсы, т.е. присущие некоторым системам по определению, а также синергетического типа, возникающие при целенаправленном взаимодействии различных систем.

В общем случае, как показано на рис. 2, байпасы могут формироваться на любом уровне иерархической структуры выполнения задач назначения КА ДЗЗ. Например, байпасные каналы в БС, байпасные контуры в составе КА, резервные

КА как байпасы для выполнения целевых задач космической системы наблюдения.

Сущность применения байпасов состоит в том, чтобы с их помощью оперативно осуществлять мероприятия по противодействию проявившимся АПС, их парированию, т.е. нейтрализации последствий, вызванных отказами БС, обеспечивая тем самым живучесть КА ДЗЗ с возможностью реанимации целевого функционирования.

Байпасы разрабатываются либо заранее на этапе проектирования штатных средств БС, когда закладываются структурные или функциональные резервы, либо в оперативном порядке после появления АПС. В любом случае их структура и совокупность формируются исходя из концепции многоуровневой байпасности. Прежде всего, это уровни бортовых систем и их компонентов, далее следует уровень КА как совокупность всех БС, включая бортовой комплекс управления (БКУ). Затем главный уровень – наземный комплекс управления (НКУ), обладающий мощными техническими и управленческими ресурсами, а также возможностями привлечения к решению бортовых задач внешних факторов: искусственных или естественных физических полей; наземных испытательных средств и отладочных комплексов.

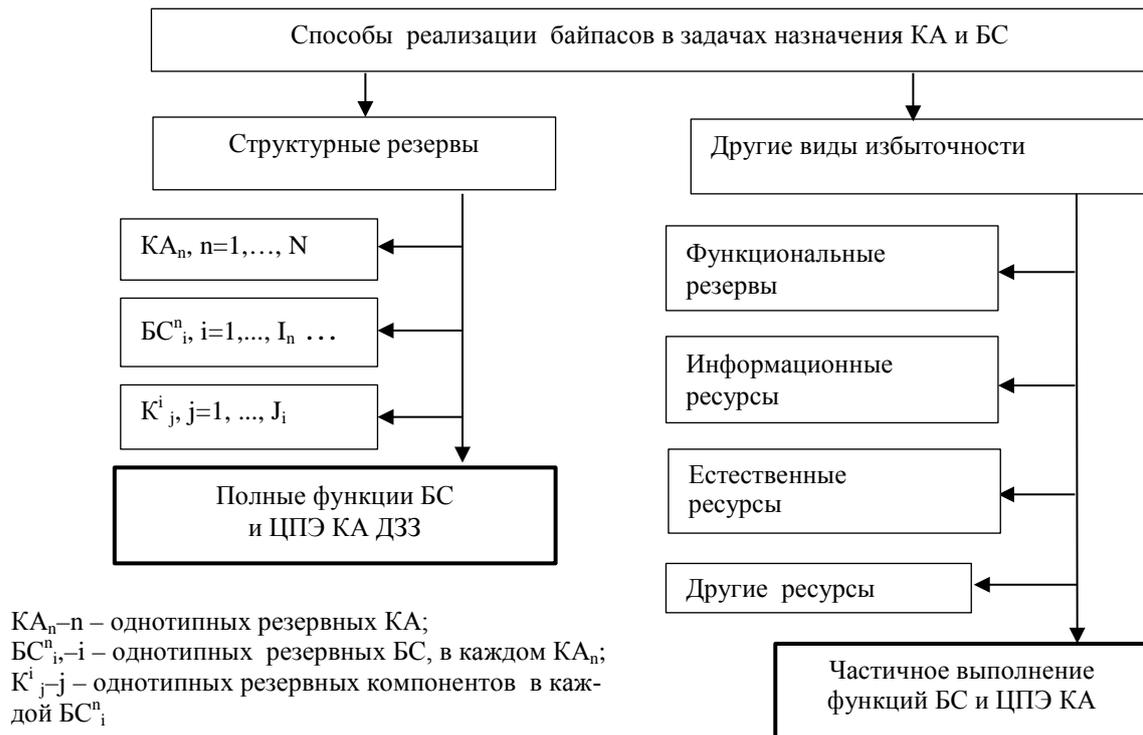


Рис. 2. Обходные пути выполнения задач назначения БС и КА ДЗЗ

На всех этих уровнях, наряду с встроенными в БС штатными резервами всех видов, используются и их синергетические возможности с учётом принципа комплексного применения естественных ресурсов, когда штатные компоненты одних систем могут нештатно применяться для решения задач других БС. Кроме того, возможно построение байпасов и на основе принципа нетрадиционного применения различных физических полей. Например, звёздное, магнитное и гравитационное; инфракрасное излучение, а также искусственные навигационные поля (в частности GPS, ГЛОНАС).

Магнитное поле Земли может быть использовано для байпасов измерительных (ориентации в пространстве) и силовых (стабилизация, переориентация) бортовых средств. Звёздные поля можно использовать не только для обеспечения ориентации КА в пространстве, но и для решения задач калибровки и юстировки бортовых измерительных средств и целевой аппаратуры (ЦА), а также геометрической увязки их измерительных осей.

Таким образом, в общем случае, байпасы, как обходные пути выполнения задач назначения систем, можно представлять как некие структуры, дополняющие основной контур реализации целевых функций и обеспечивающие при отказах его компонентов возможность достижения заданных целей. Следовательно, байпасность является основным атрибутом живучести КА ДЗЗ и его бортовых систем.

**Правило 1** (байпасность – принцип поддержания живучести). В обеспечение живучести систем при отказах компонентов основного контура реализации задач назначения следует предусматривать обходные пути их выполнения – байпасы.

Отметим, что в нерасчётных (аномальных) полётных условиях, связанных с отказами БС, достижение максимальных значений ЦПЭ оказывается проблематичным ввиду неясности последствий АПС и наличия ресурсов. Первоочередной задачей становится нейтрализация последствий АПС, а затем воссоздание (реанимация) целевого функционирования исхо-

дя из принципа управления живучестью КА ДЗЗ с помощью байпасов, формируемых из всех видов бортовых ресурсов, сохранившихся при АПС.

В таком случае продуктивным является сам факт реанимации процесса целевого функционирования КА ДЗЗ, хотя и при сниженных значениях ЦПЭ относительно исходных.

На рис. 3 представлена совокупность средств, обеспечивающая возможность реализации таких байпасов. При этом использованы следующие обозначения: ЭРИ – электрорадиоизделия; БПО – бортовое программное обеспечение; СГК – силовой гироскопический комплекс; ИК ПМВ – инфракрасный построитель местной вертикали; ССН – спутниковая система навигации; БА – бортовая аппаратура.

Эти средства содержат основные виды ресурсов, встраиваемых в БС, и некоторые синергетические возможности, а также принципы и общую схему выполнения задач назначения на всех структурных уровнях.

Наиболее значимым и результативным представляется так называемый **адаптивно-компенсаторный** подход к обеспечению живучести. Он базируется на актуализации (задействовании) в АПС компенсаторных механизмов, которыми могут обладать все бортовые средства с учётом их наличных ресурсов, оставшихся после нейтрализации предыдущих АПС.

В общем случае, основой компенсаторного подхода является комплексное использование отдельных компонентов различных БС или их элементов (БА и ЭРИ), обладающих некоторыми потенциальными ресурсами (явными или скрытыми).

Сущность адаптивно-компенсаторного подхода к управлению живучестью КА в АПС состоит в том, что функция отказавшей БС (или её БА) заново воссоздаётся (регенерируется) в процессе полёта на основе наличных бортовых ре-

сурсов и соответствующих компенсаторных механизмов.

Эти механизмы могут быть либо явными, использующими известные встроенные функциональные резервы БС, включая естественные (присущие им по определению), либо скрытыми, т.е. неизвестными или не выявленными заранее ресурсами, в том числе синергетическими возможностями.

Явные компенсаторные механизмы могут формироваться либо оперативно в процессе полёта, либо заранее в виде паттернов с заготовками типовых решений как вариантов байпасов, исходя из назначения систем и характера бортовых ресурсов.

Скрытые компенсаторные механизмы выявляются, как правило, непосредственно в процессе полёта КА ДЗЗ, исходя из результатов идентификации текущего состояния БС и возможных, хотя бы и маловероятных, бортовых ресурсов для реанимации целевого функционирования. Для управления живучестью в АПС важным ресурсом являются синергетические свойства систем как совокупности их компонентов.

В качестве типовых встроенных ресурсов наряду со структурными резервами рассматриваются следующие:

- функциональное резервирование, когда при отказах элементов БС используются свойства системы обеспечивать требуемое функционирование за счёт перераспределения функций и дополнительных нагрузок на БА и её ЭРИ и путём изменения программно-алгоритмических компонентов БС. Например, вместо отказавшего СГК использовать (хотя бы временно) управляющие ракетные двигатели малой тяги (УРД МТ) с увеличением как числа их включений, так и расхода рабочего тела, причём со снижением точности ориентации КА;

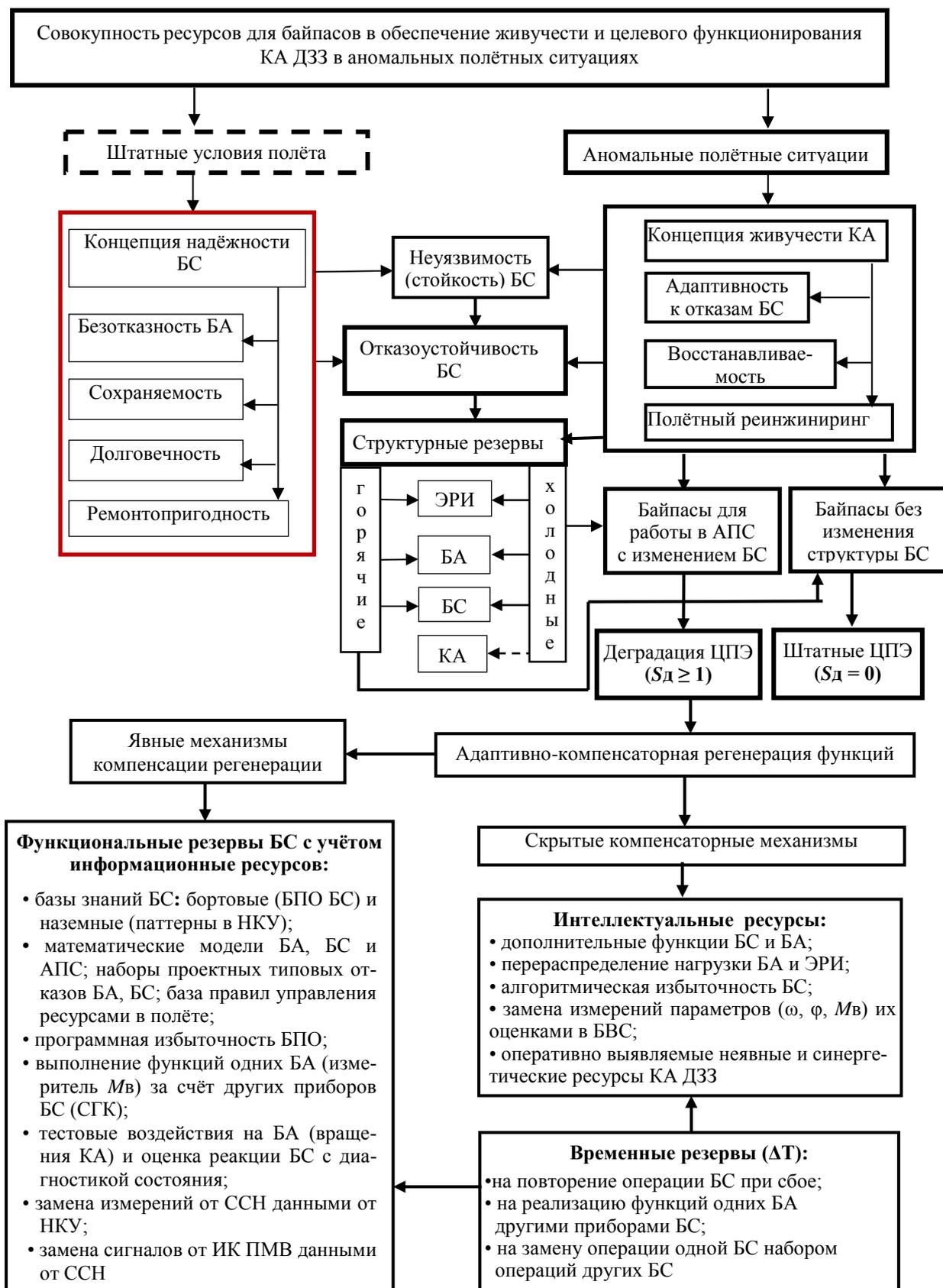


Рис.3. Обобщённая модель ресурсов для байпасов в обеспечение живучести и целевого функционирования КА ДЗЗ в аномальных полётных ситуациях ( $Sd$  - степень деградации целевых показателей)

- информационное (включая аналитическое) резервирование. Использование избыточной информации (сверх минимально необходимого объёма данных) для выполнения задачи назначения. Например, использование алгоритмов реализации функций одних БА за счёт обработки данных других приборов БС (в частности, вместо измерителя момента внешнего возмущения  $Mв$  использовать или углы между роторами силовых гироскопов в спарке, или скорость вращения ротора электродвигателя-маховика; вместо датчика углов ориентации  $\phi$  использовать интегралы сигналов с датчиков угловой скорости  $\omega$ );

- интеллектуальное (интеллектуальное) резервирование. Основой являются алгоритмы встроенной самоорганизации с использованием баз знаний: бортовых (в бортовом программном обеспечении БС) или наземных (паттерны в НКУ). Они содержат наборы типовых отказов БС с правилами (алгоритмами) управления ресурсами БС для парирования АПС; бортовые и наземные математические модели БС и БА; когнитивные матрицы в БПО БС и т.п.;

- временное резервирование. Сокращение (уплотнение) длительности выполнения совокупности определённых функциональных операций в полёте, а также использование встроенных запасов (резервов) времени на повторение операции БС (при сбое) или для замены операции одной системы набором операций других БС.

Важным фактором при управлении живучестью в АПС могут служить потенциальные ресурсы, выявляемые не только на этапе проектирования отдельных компонентов БС (и пока неиспользуемые), но и отыскиваемые целенаправленно непосредственно в процессе полёта КА, в том числе, на основе комплексного использования всех видов встроенных ресурсов бортовых средств. Кроме того, вследствие взаимодействия различных БС в составе КА могут возникать так называемые синергетические явления, при которых по-

являются новые свойства и ресурсы эмерджентного характера, не присущие отдельным системам.

Эти дополнительные ресурсы можно использовать для формирования соответствующих байпасов. По сути, такие байпасы можно рассматривать как структурные компоненты в составе КА ДЗЗ, которые в АПС можно использовать для целенаправленной реализации его функций живучести с реанимацией целевого функционирования.

Многие из этих ресурсов можно рассматривать в качестве базовых факторов при проектной реализации байпасных контуров.

Например, наведение на Солнце панелей солнечных батарей (ПСБ) при отказе их штатных автономных приводов может осуществляться нештатно с помощью байпасного контура, использующего штатную систему управления ориентацией (СУО) КА. Применение штатной магнитной системы сброса кинетического момента (МССКМ) в качестве нештатного многомерного исполнительного органа СУО при выставке КА из произвольного положения в заданное.

Возможно нештатное использование силового гироскопического комплекса (СГК) в качестве измерителя внешнего возмущающего момента  $Mв$ ; нештатное применение штатных ПСБ в качестве аэродинамических поверхностей для управления положением центра давления КА с целью компенсации  $Mв$  или разгрузки СГК от накопленного момента  $Mг = f(Mв)$ ; нештатное применение УРД МТ вместо штатных силовых гироскопов для режима экспонирования целей; нештатное применение УРД МТ вместо штатных двигателей большой тяги (УРД БТ), предназначенных штатно для оперативного перенацеливания и выставки из произвольного положения в заданное; формирование алгоритмов определения текущих данных об ориентации и навигации КА по параметрам движения изображения в фокальной плоскости ЦА; нештатное определение ориентации КА по сигналам с

двух бортовых антенн спутниковой системы навигации (ССН); использование для определения положения КА в пространстве наземных измерительных средств НКУ вместо отказавших штатных бортовых устройств ССН; формирование алгоритмов с типовыми тестами (угловые движения, известный набор программных данных, сигналов) для выявления и отключения от управления отказавшего прибора с последующей его адекватной заменой.

Следует подчеркнуть, что применение структурных резервов БС хотя и обеспечивает в АПС возможность достижения максимальных (штатных) значений ЦПЭ, но связано с проблемой реализации расчётных (штатных) условий функционирования БС во время всего полёта КА ДЗЗ. Решение этой проблемы при времени активного существования более пяти лет оказывается проблематичным ввиду непредсказуемости внешних воздействий, включая космические излучения [3].

В таких случаях представляется целесообразным либо заранее устанавливать допустимые пределы изменения (деградации) целевых показателей систем в АПС исходя из характера вызываемых негативных последствий, либо изыскивать (в условиях ограничений) необходимые ресурсы для реструктуризации БС и реанимации процессов целевого функционирования КА ДЗЗ.

#### **Принципы реализации живучести КА ДЗЗ с использованием байпасов**

Живучесть КА ДЗЗ можно характеризовать совокупностью частных свойств, как это принято для СТС [3,9]. Главными из них являются: неустойчивость, адаптивность, восстанавливаемость. Основные принципы их реализации представлены на рис.4, где привлечены следующие обозначения: ЭВТИ – экранно-вакуумная термоизоляция; РМВ – реальный масштаб времени; НП – неориентированный полёт; ОДП – ориентированный дежурный полёт; АСУ – автоматизированная система

управления; ТМИ – телеметрическая информация; БКУ – бортовой комплекс управления; НКУ – наземный комплекс управления; БПО – бортовое программное обеспечение; ПСБ – панели солнечных батарей; РП – рабочая программа.

Первый атрибут – **неустойчивость** (или непоражаемость) – характеризует свойство КА сохранять состояние работоспособности при воздействии повреждающих факторов (ПФ), когда параметры внешних или внутренних воздействий превышают значения, на которые рассчитаны компоненты БС при проектировании. В общем случае непоражаемость реализуется на основе повышения стойкости БС и компонентов путём применения защитных средств, а также обеспечения отказоустойчивости БС за счёт структурной избыточности компонентов.

Следует отметить, что неустойчивость характеризует также свойство КА сохранять состояние работоспособности при получении повреждений БС из-за сбоев и отказов их компонентов. Количество таких повреждений определяется стойкостью БС, а их влияние на состояние работоспособности КА зависит от степени структурной избыточности БС. При этом стойкость и структурную избыточность БС можно рассматривать в качестве частных характеристик неустойчивости КА.

Мероприятия, направленные на снижение уязвимости БС от ПФ среды функционирования, реализуются, в основном, разработчиками БА, в частности, путём применения защиты от воздействия космических излучений. Например, за счёт установки специальных экранов для отдельных ЭРИ или всей БА, выбора материала и его толщины для корпуса БА, выбора структурной схемы БА и топологии с учётом дублирования, в частности, пространственное разнесение линий связи и др. [3,5]. Возможны также и дополнительные меры по защите или снижению уязвимости БА в составе БС.

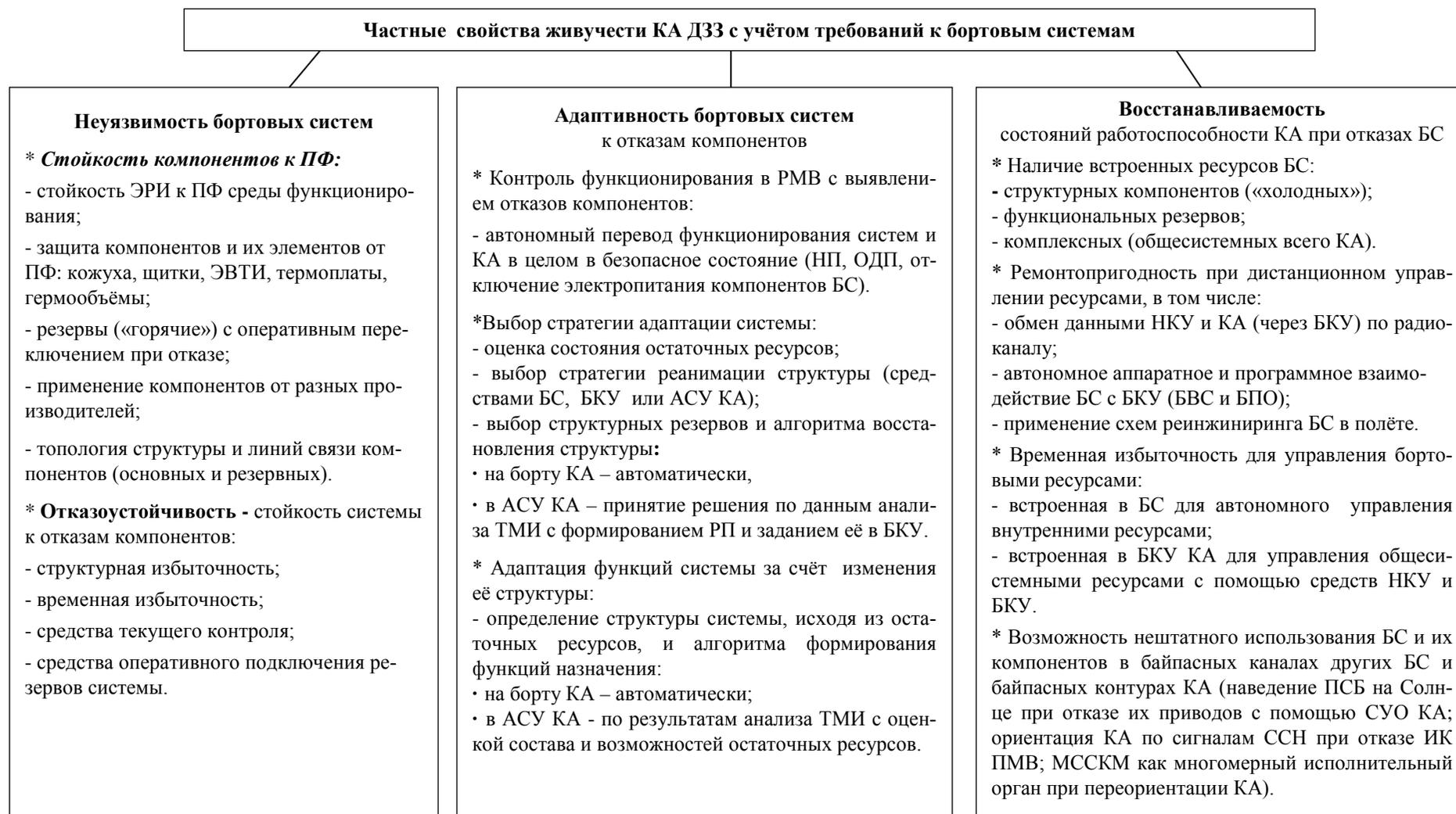


Рис. 4. Общие принципы реализации частных свойств живучести КА ДЗЗ

Стойкость БС – это свойство сохранять состояние работоспособности при воздействии ПФ на компоненты системы. Этот показатель всегда увязывается с физической природой ПФ: водостойкость, радиационная стойкость, вибростойкость, термостойкость, которые, как правило, указываются в технических заданиях на разработку аппаратных компонентов БС.

Структурная избыточность системы, как атрибут её неуязвимости, характеризует сохраняемость состояния работоспособности БС за счёт применения резервных компонентов.

Количественной мерой неуязвимости системы может служить степень её структурной избыточности, определяемая как отношение числа элементов систем к минимально необходимому их числу для выполнения функций системы.

Второй атрибут – **адаптивность** – отражает мероприятия, обеспечивающие свойство адаптации БС к отказам компонентов. Сущность этих мероприятий состоит в формировании необходимой и достаточной избыточности в составе каждой БС исходя из действующих ограничений, а также с учётом выбранной топологии.

В качестве избыточных ресурсов БС рассматриваются структурные резервы – дублирование (иногда троирование) критичных компонентов, а также разнообразные функциональные ресурсы (информационные и временные резервы). При формировании избыточности БС целесообразно применять компоненты (аппаратные и программные) от разных разработчиков и производителей, исходя из принципа многообразия. Это позволяет исключать катастрофическое влияние типовых конструкторских и производственных дефектов и технологических ошибок на работоспособность систем.

Адаптивность можно рассматривать как свойство КА предотвращать развитие АПС и формировать с учётом остаточного ресурса состояние работоспособности на основе принципов приспособления (адаптации) структуры и функций БС к условиям, которые привели к АПС, т.е. париро-

вать её. Цель адаптации на этапе парирования АПС состоит в сохранении остаточного ресурса БС от вторичных поражений (короткого замыкания, развития пожара и др.).

Принцип приспособления (адаптации) структуры БС к условиям АПС базируется на использовании встроенных структурных резервов компонентов назначения, что позволяет сохранять и структуру, и функции, и показатели БС и, следовательно, штатное функционирование КА ДЗЗ. В зависимости от состояния этих резервов («горячий» или «холодный») управление процессом адаптации БС осуществляется либо автономными бортовыми средствами (БКУ), либо с привлечением средств НКУ.

Принцип приспособления функций БС к условиям функционирования в АПС базируется в основном на использовании функциональных ресурсов. Это могут быть байпасные каналы, причём либо встроенные в бортовые системы (с учётом БКУ), либо формируемые в оперативном порядке с помощью НКУ. Средства адаптации, являясь, по сути, инструментом управления в АПС, проводят оценку остаточного ресурса БС, формируют на его основе изменённую структуру и организуют её функционирование. При этом возможно изменение характеристик БС и, следовательно, показателей КА ДЗЗ.

Третий атрибут – **восстанавливаемость** – характеризует приспособленность БС к восстановлению (реанимации) КА ДЗЗ для целевого функционирования за счёт внутренних ресурсов в течение времени, которое допустимо по условиям решения задачи. Восстановление может быть прямым или возвратным.

Прямое восстановление (без возврата к прошлому состоянию) состоит в своевременном обнаружении отказа и устранении его последствий путём приведения БС в работоспособное состояние за время, не превышающее допустимое для задержки выполнения текущей операции. Прямое восстановление возможно, как правило, только для предусмотренных за-

ранее отказов и при обеспеченности техническими ресурсами и временной избыточностью.

Возвратное восстановление отражает состояние, когда технические ресурсы в БС есть, но нет резерва времени, что может приводить к нарушению текущего процесса. При этом возможность восстановления в дальнейшем сохраняется, но с обязательным возвратом в исходное состояние, т.е. в начало прерванного процесса.

В общем случае формирование состояния работоспособности КА достигается либо путём адаптации остаточного ресурса БС, либо путём восстановительного ремонта отказавших компонентов, исходя из текущего состояния встроенных резервов, в том числе с использованием байпасов как функциональных ресурсов. Для этого формируются средства управления техническим состоянием БС и встроенными резервами, в частности, на основе технологии полётно-реинжиниринга КА ДЗЗ, что позволяет адекватно реагировать на АПС с последующей реанимацией целевых функций [3,6,7]. Восстановительный ремонт на практике возможен лишь в случае, когда отказавшим компонентом КА ДЗЗ является некий программный модуль в составе БПО бортовой системы или её компонент. Частными характеристиками свойства восстанавливаемости являются временная избыточность и ремонтпригодность.

Временная избыточность  $T_{и}$  понимается как резерв времени, в течение которого могут быть проведены восстановительные мероприятия (ремонт БС в составе КА или компонентов БС) без ущерба в решении функциональных задач (т.е.  $T_{и} \leq T_3$ , где  $T_3$  – время, заданное для решения этих задач).

Ремонтпригодность КА ДЗЗ и любой бортовой системы в условиях АПС основывается на имеющихся в их составе средствах диагностического обеспечения (идентификации) и восстановления состояния работоспособности. Это возможно реализовать, например, с помощью рас-

пределённой системы управления живучестью КА ДЗЗ на основе технологии полётно-реинжиниринга с учётом методов обратной инженерии и механизмов «встроенной самоорганизации» [6,7].

### **Подходы и принципы оценки живучести КА ДЗЗ и его целевой эффективности в АПС с учётом байпасов**

Будем исходить из того, что задача обеспечения живучести КА ДЗЗ с учётом его целевой эффективности в АПС сводится к управлению всеми сохранившимися бортовыми ресурсами, которые встроены в БС и технологические процессы, включая байпасы и временную избыточность.

Структурный резерв БС является здесь важным средством решения этой задачи. Во-первых, он допускает возможность целевого функционирования КА ДЗЗ и при отказах БС. Во-вторых, позволяет восстанавливать в АПС его исходные значения ЦПЭ за счёт проведения в полёте реструктуризации БС с помощью «холодных» структурных резервов, опираясь на возможность введения в бортовые технологические процессы временной избыточности.

В случае отсутствия структурных резервов в бортовых системах регенерацию процесса целевого функционирования КА ДЗЗ можно осуществлять с помощью байпасов, при формировании которых используются все доступные виды бортовых ресурсов (в первую очередь, функциональные). Тогда восстановление штатных показателей отказавших БС оказывается практически недостижимым. Поэтому каждый из вариантов байпасов характеризуется определённой степенью деградации ( $S_d$ ) целевых показателей КА ДЗЗ. Кроме того, некоторые отказы компонентов, не вызывая полного нарушения работоспособности БС, могут ухудшать качество их работы, снижая тем самым ЦПЭ.

Под степенью деградации ЦПЭ будем понимать установленные (заданные)

значения  $N$  уровней деградации, то есть  $S_d = N$ , где  $N = 0, 1, 2, \dots$ .

В целом деградацию эффективности КА ДЗЗ можно регламентировать путём задания допустимых значений ЦПЭ, снижение которых может отражать переход БС (и КА) в другой класс, например, в класс частично работоспособных. Отсюда вытекает необходимость постулировать деградацию целевых показателей, а также регламентировать её в эксплуатационно-технической документации (ЭТД).

**Правило 2** (принцип деградации показателей систем как атрибут байпасности): применение байпасов для обеспечения живучести систем при отказах основных компонентов, не имеющих структурного резервирования, связано с деградацией целевых показателей.

При АПС оценку степени соответствия текущего функционирования КА ДЗЗ и желаемого удобно проводить с помощью геометрической интерпретации целевых показателей в форме так называемой «звезды ориентиров». Для её построения можно использовать типовой набор ЦПЭ [3,4].

Пусть, например, ЦПЭ представляют собой совокупность следующих параметров:

- $q_1$  – линейное разрешение на местности;
- $q_2$  – оперативность получения целевой информации – суммарная длительность наведения на цель, её экспонирования, предварительной обработки и передачи данных по радиолинии в наземный специальный комплекс (НСК);
- $q_3$  – производительность в номинальных условиях функционирования;
- $q_4$  – оперативность выхода КА в заданный район зондирования – общая длительность процесса проведения манёвра до начала наведения на цель;
- $q_5$  – длительность активного существования (функционирования)  $T_{ac}$ .

Один из вариантов звезды ориентиров КА ДЗЗ, отражающий возможность деградации ЦПЭ в условиях АПС, приведён на рис. 5. Каждый луч этой звезды,

выходящий из центра окружности единичного радиуса, соответствует одному из ЦПЭ. По лучам откладываются в безразмерном виде значения заданных и текущих показателей. При этом концы векторов заданных значений ЦПЭ лежат на единичной окружности, а концы векторов их текущих значений, в общем случае, могут занимать на этих же лучах промежуточные положения от 0 до 1.

При штатном процессе эксплуатации ни один из показателей  $q_j$  не должен выходить за допустимые уровни деградации, которые определяются отрезками лучей диаграммы  $O r_1^j - O r_2^j$  или разностью векторов  $r_1^j - r_2^j$ , эквивалентных, в свою очередь, значениям показателей – исходным (заданным) ( $q_j^H$ ), а также предельно допустимым ( $q_j^D$ ), отражающим их минимальный уровень, допустимый за время активного функционирования  $T_{af}$ , т.е. его деградацию из-за старения ЭРИ, выработки ресурса, отказов БА и накопленных повреждений в БС.

Заметим, что на практике, зачастую, фактическое время активного функционирования КА ДЗЗ  $T_{af}$  отличается от заданного при проектировании  $T_{ac}^B$ . Например, для КА «Ресурс-ДК» длительность  $T_{af} > 3T_{ac}^B$ .

Коэффициент эффективности КА ДЗЗ в момент  $t \in T_{ac}$  можно определять отношением

$$K_3 = Q_T / Q_1,$$

где  $Q_T$  и  $Q_1$  – площади фигур, отражающих текущие ( $q_j^T$ ) и исходные ( $q_j^H$ ) значения ЦПЭ,  $j = \overline{1, J}$ . Аналогично можно оценивать и уровень его живучести.

Для учёта влияния условий АПС на эффективность КА ДЗЗ оценку коэффициента  $K_3$  можно увязать с взаимным расположением контуров площадей  $Q_T$  и  $Q_2$ , так как, согласно правилу 2 о допустимости деградации ЦПЭ в АПС, площадь  $Q_2$  отражает минимально допустимые значения ЦПЭ, которые они могут принимать на всём интервале  $T_{ac}$ . Если разность площадей  $(Q_1 - Q_2) = \text{const}$  характеризует допустимую область изменения ЦПЭ

(их деградации), то разность площадей  $(Q_T - Q_2) > 0$  отражает текущую степень живучести КА ДЗЗ и возможность целевого функционирования с допустимыми значениями ЦПЭ. При этом контуры фигур с площадями  $Q_T$  и  $Q_2$  нигде не должны пересекаться.

Формально численные значения уровней текущей эффективности КА ДЗЗ

и его живучести можно получать из соотношения

$$K_3 = (Q_T - Q_2) / (Q_1 - Q_2) = D (Q_T - Q_2),$$

где  $D = 1 / (Q_1 - Q_2) = \text{const}$  – коэффициент проектной эффективности КА ДЗЗ.

При  $Q_T = Q_1$  уровни эффективности и живучести КА ДЗЗ в полёте соответствуют максимальным проектным (исходным) значениям. Будем считать их равными 1.

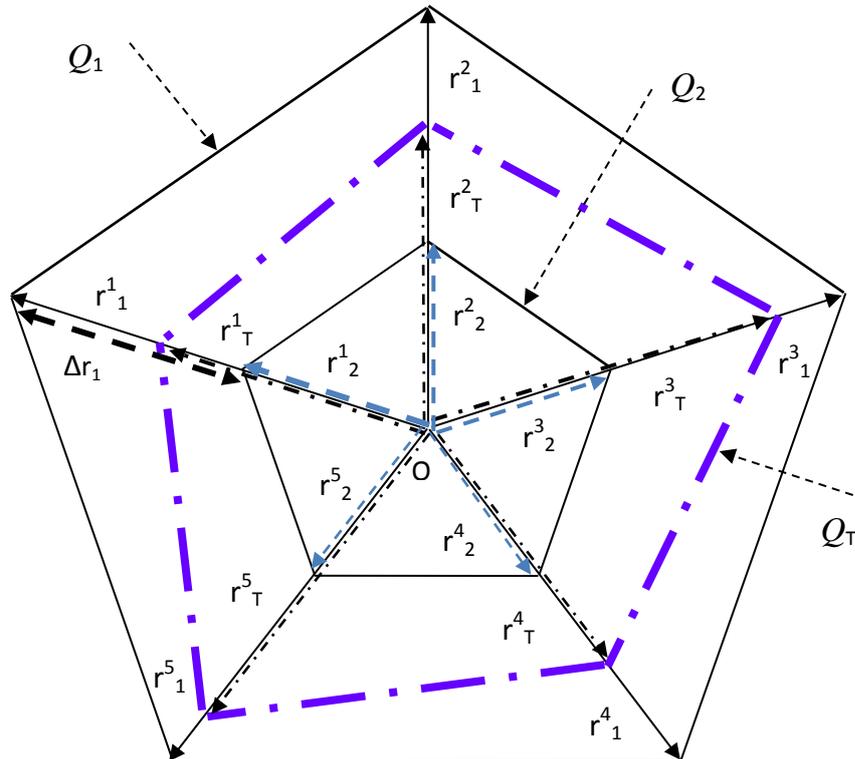


Рис. 5. Распределение показателей КА ДЗЗ:

$O r^j_T$  – текущее значение  $j$ -го показателя;

$\Delta r_j = O r^j_1 - O r^j_2$  – допустимое изменение  $j$ -го показателя на интервале  $\Delta t \in T_{ac}$

При  $Q_T = Q_2$  уровни эффективности и живучести КА ДЗЗ соответствуют проектному минимально допустимому уровню, который будем полагать численно равным нулю.

Если хотя бы один из ЦПЭ оказывается меньше допустимого значения, то это соответствует потере эффективности и живучести КА ДЗЗ, что требует принятия решения о характере дальнейшего функционирования КА ДЗЗ.

Таким образом, по текущим (измеренным или вычисленным) показателям

$q_j, j \in J$  можно получать численные значения степени соответствия текущей и требуемой эффективности КА ДЗЗ, а также оценивать уровень его живучести.

Будем также полагать, что при степени деградации  $S_d = N = 0$  все ЦПЭ  $q_j, j = 1, 2, \dots, J$  соответствуют максимальным значениям, которые рассматриваются как штатные. При  $S_d = N \geq 1$  хотя бы один из этих показателей отличается от штатного значения на величину, большую заданной:  $\Delta i_j \geq \Delta i_j^3$ .

Пусть, например, для всякого  $j \in J$  параметру  $N=1$  соответствует значение  $\Delta q_j^3 = 10\%$ ; а при  $N=2$  – значение  $\Delta q_j^3 = 20\%$  и т.д. соответственно.

Допустимость конкретных значений  $\Delta q_j^3$  определяется на этапе проектирования исходя из требований технического задания, приемлемых методов и технических средств их реализации с учётом габаритно-массовых, энергетических и других ограничений, а также с учётом результатов исследования типовых отказов БС и их компонентов.

Кроме того, уровни деградации ЦПЭ  $\Delta q_j^3$  могут устанавливаться непосредственно в процессе эксплуатации исходя из возникших повреждений БС, характера сохранившихся ресурсов, а также возможностей дальнейшего применения КА ДЗЗ в условиях АПС.

Всё это позволяет оперативно (в процессе полёта) определять соответствие текущих частных ЦПЭ их заданным значениям, а значит и степень живучести КА ДЗЗ как векторного показателя, чтобы своевременно принимать меры по парированию АПС. Однако с помощью коэффициента  $K_3$  сравнивать по степени живучести различные системы затруднительно, так как одинаковые значения  $K_3$  можно получать при различных значениях частных ЦПЭ, а следовательно, сложно обосновать предпочтение.

В теории известны и другие возможности количественного определения живучести технической системы [8,9]. Они, в основном, базируются на вероятностных оценках работоспособности систем. Поэтому во многих случаях, в частности, при управлении полётом КА ДЗЗ на этапе эксплуатации, их использование малопродуктивно.

При определении количественной меры живучести КА ДЗЗ можно опираться на численные оценки структурных резервов, например, как это принято для оценки свойства неуязвимости сравнительно простых систем [2].

Однако воспользоваться таким приёмом в рассматриваемом случае затруд-

нительно, так как КА ДЗЗ, являясь сложной системой, включает в себя множество разнотипных БС. Все их структурно резервировать в обеспечение штатных функций при АПС практически невозможно, особенно при жёстких массо-энергетических ограничениях. Кроме того, вследствие синергетических явлений, возникающих при взаимодействии БС в составе КА, появляются новые свойства и ресурсы эмерджентного характера, не присущие отдельным системам. Их можно использовать как дополнительные ресурсы при формировании соответствующих байпасов. Такие байпасы можно рассматривать как структурные компоненты в составе КА ДЗЗ, которые служат для целенаправленной реализации в АПС его функций живучести с реанимацией целевого функционирования.

Поэтому количественную меру живучести КА ДЗЗ, как и любой СТС, можно определять с помощью числа байпасов как структурных компонентов назначения в средствах обходного выполнения целевых задач (байпасных каналов или контуров). Практически все БС современных КА ДЗЗ могут оснащаться соответствующими байпасами.

Особенность байпасов, формируемых исходя из свойства эмерджентности, присущей совокупности бортовых систем КА, состоит в том, что их условно можно относить к той БС, задача которой выполняется за счёт такого байпаса. Например, штатные средства СУО, с помощью которых выполняется задача наведения на Солнце ПСБ при отказе их приводов, можно считать байпасом системы энергетического питания.

В ряде БС имеются и другие особенности, связанные с применением структурных резервов, в частности, при многоуровневом и многослойном резервировании в наиболее ответственных узлах или компонентах. Примером служат электронные компоненты в бортовой вычислительной системе, применяемой в качестве центрального звена БКУ.

Такого типа элементы обычно служат для реализации свойства отказоустойчивости системы и её надёжности. В то же время изменённые схемы БС (из-за введения новых связей при подключении резервных компонентов) можно рассматривать как структурные байпасы для обеспечения в АПС живучести соответствующих систем и КА в целом.

Следует отметить, что на уровне целевых систем (ЦС) вопросы применения байпасов для реализации в АПС желаемого (планируемого) целевого функционирования КА ДЗЗ являются более сложными из-за габаритно-массовых ограничений. Например, в многотонных оптико-электронных телескопических комплексах, применяемых на высокодетальных КА ДЗЗ (подобных «Ресурс-ДК»), возможно применение байпасов лишь отдельных компонентов или некоторых подсистем, причём, на основе структурного резервирования приёмно-преобразующих элементов (ПЗС-линеек или матриц), модулей памяти и других.

В любом варианте замены отказавшей штатной ЦС на некий функциональный байпас происходит изменение характера или качества решения тех целевых задач, ради которых разработан данный КА ДЗЗ. Это, по сути, означает изменение его целевого предназначения. Тем не менее, во многих случаях такое приемлемо, что служит основанием при проектировании сразу закладывать многовариантный или многоцелевой характер функционирования КА ДЗЗ на всём интервале  $T_{ac}$ .

Байпасом ЦС видового наблюдения может служить аппаратура радиолокационного и инфракрасного наблюдения или ЦС иного назначения (типа «Памела» на КА «Ресурс-ДК»). Тогда отказ одной ЦС приводит лишь к частичному невыполнению задачи назначения, что снижает эффективность его применения, но живучесть сохраняется, пока имеется хотя бы одна целевая система, которую можно рассматривать как структурный байпас основной системы.

Именно поэтому большинство КА, включая КА ДЗЗ, проектируются как многоцелевые объекты.

По контуру обеспечивающих систем к качеству оценки живучести КА можно принять коэффициент  $K_{КА} = f(\sum K_{БС})$ , который отражает зависимость живучести КА от совокупности коэффициентов живучести всех БС в его составе, т.е.  $\sum K_{БС}$ .

В общем случае получение такой зависимости для систем, различных по структуре и функциям, является нетривиальной задачей. Однако для многих прикладных задач допустимы упрощающие условия. Например, если принять, что вклад всех систем в обеспечение ЦПЭ и живучести КА является равноценным, то исходный коэффициент живучести целого определяется минимальным значением коэффициента живучести частного из всей их совокупности:

$$K_{КА} = \min K_{БС} \mid \sum K_{БС}$$

В этом случае усматривается возможность повышения общей живучести КА за счёт увеличения числа байпасов в каждой из БС. В других случаях, когда ранжируется значимость БС, это не столь очевидно.

Степень живучести бортовой системы, характеризуемую коэффициентом  $K_{БС}$ , можно определять как отношение числа байпасов  $B$  для этой системы к длительности функционирования системы  $T_{\phi}$  ( $T_{\phi} \in T_{ac}$ ) с установленными показателями  $Q(t)$ :

$$K_{БС} = (B) / (T_{\phi}) \mid Q(t)$$

Получаемое количество байпасов на единицу времени эксплуатации системы хотя и позволяет сравнивать различные БС по степени их байпасности (или живучести) на этапе проектирования, но малоэффективен в процессе эксплуатации, особенно для формирования и количественной оценки в полёте текущего уровня живучести КА ДЗЗ ( $K_{КА}$ ).

При определении коэффициента живучести  $K_{КА}$  естественно опираться на все возможные способы достижения целей: байпасы и ту часть основных контуров, которую можно считать структурными фрагментами двойного назначения. Они обеспечивают отказоустойчивость основного контура БС при сбоях и отказах, появляющихся при нормальных условиях функционирования (например, из-за производственных дефектов или старения ЭРИ), а также обеспечивают живучесть в условиях АПС, возникающих при отказах компонентов (например, из-за кратковременных нерасчётных воздействий повреждающих факторов среды функционирования, вспышках на Солнце и т.п.).

Общее число путей выполнения задач назначения БС равно:

$$N_{\Pi} = N_{O} + N_{B},$$

где  $N_{O}$  – число основных контуров выполнения задачи назначения;  $N_{B}$  – число бай-

пасов в обеспечение функционирования БС в АПС.

В первом приближении относительную оценку коэффициента живучести БС можно сформировать в виде

$$K_{БС} = N_{\Pi} / N_{O} = 1 + N_{B} / N_{O},$$

где  $N_{O} \geq 1$ ,  $N_{B} = 0, 1, 2, \dots$

Будем полагать, что некоторая система для выполнения задачи назначения имеет число основных контуров  $C \geq 1$ , а число байпасов  $B \geq 0$ . Тогда коэффициент живучести такой БС равен

$$K_{БС} = 1 + B / C.$$

При  $0 \leq B \leq C$  имеем  $1 \leq K_{БС} \leq 2$ .

В табл. 2 приведены результаты возможных сочетаний байпасов и основных контуров.

Таблица 2. Показатель живучести системы при возможных сочетаниях основных контуров и байпасов

Число основных контуров БС, $C$	Число байпасов, $B$	Показатель живучести системы, $K_{БС}$	Интерпретация
1	0	1	Если в системе не предусмотрены байпасы, то её живучесть определяется отказоустойчивостью основного контура
1	1	2	Если система, имеющая один основной контур, оснащена одним байпасом, то её живучесть характеризуется коэффициентом 2
$\geq 1$	$B = C$	2	Коэффициент, равный 2, свидетельствует о наличии у каждого основного контура хотя бы одного байпаса в обеспечение живучести системы
$\geq 1$	$B > C$	2	Чем больше значение $K_{БС}$ , тем больше байпасов реализовано для каждого основного контура системы и тем выше степень её живучести

Данные табл. 2 позволяют ещё на этапе проектирования систем целенаправленно формировать уровень их живучести, задавая значение коэффициента  $K_{БС}$  исходя из критерия  $K_{БС} \geq 2$ , а также контролировать и поддерживать его на всех этапах производства и эксплуатации. При этом следует учитывать, что обеспечение показателя  $K_{БС} > 2$  связано с привлечением дополнительных энергомассовых ре-

сурсов, что допустимо лишь для особо ответственных систем. В противном случае необходимо изыскивать возможности реализации байпасов за счёт синергетических свойств их компонентов, а также с учётом временной и информационной избыточности при одновременном решении вопроса о допустимой деградации показателей систем и целевых показателей КА ДЗЗ.

Рассмотрим следующий пример оценки живучести.

Подсистема определения трёхосной ориентации в составе СУО КА имеет два основных контура: средней (номинальной) и прецизионной точности. Первый выполнен на основе волоконно-оптических гироскопов, оснащённых корректором базового положения (базы), в котором применяется, как правило, инфракрасный построитель местной вертикали (ПМВ). Второй использует пару блоков оптических звёздных координаторов. Пусть каждый из этих основных контуров имеет по одному байпасу структурного типа, т.е. структурно подобного основному контуру. Тогда живучесть СУО можно оценить как  $K_{СУО} = 1 + 2 / 2 = 2$ .

Примем, что в подсистеме определения ориентации СУО КА имеется только один основной контур (средней точности) и три байпаса, один из которых структурно подобен основному контуру, а два других представляют собой однотипные прецизионные контуры, состоящие из пары БОКЗ каждый.

В этом варианте живучесть СУО оценивается как  $K_{СУО} = 1 + 3 / 1 = 4$ , т.е. выше.

### Выводы

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. Свойство живучести КА ДЗЗ, особенно в условиях жёстких энерго-массовых ограничений, может эффективно обеспечиваться с помощью байпасов как встроенных в бортовые системы, так и получаемых из-за синергетических эффектов и естественных свойств их совокупности.

2. Байпасность является мощным фактором обеспечения живучести КА ДЗЗ при АПС, связанных с отказами БС, и основой для реанимации процесса их целевого функционирования. Это реализуется не только за счёт структурных резервов (как в концепции надёжности), но и на основе иных компенсаторных механиз-

мов, когда функция отказавшей БС регенерируется заново в процессе полёта с учётом сохранившихся ресурсов.

3. Байпасность можно считать неотъемлемым атрибутом живучести всех СТС, таких как КА ДЗЗ и, в первую очередь, маломассогабаритных КА и микро-КА, в которых полное дублирование бортовых компонентов затруднительно, а иногда и невозможно.

4. Встроенные байпасы можно формировать на основе всех известных видов ресурсов БС: структурных, функциональных, информационных. Байпасы структурного типа обеспечивают возможность реанимации целевого функционирования КА ДЗЗ при штатных показателях. Байпасы других видов связаны с деградацией ЦПЭ, поэтому их следует определять и регламентировать заранее.

5. Для качественной оценки состояния живучести КА ДЗЗ можно использовать модифицированную звезду ориентиров, построенную на текущих значениях ЦПЭ и отражающую область их вариации в полёте от исходных значений до предельно допустимых при деградации в АПС.

6. Для количественной оценки живучести КА ДЗЗ можно использовать показатели живучести БС, которые базируются на байпасах. При  $1 \leq K_{БС} < 2$  живучесть БС обеспечивается только за счёт встроенных средств реализации отказоустойчивости, а при  $K_{БС} \geq 2$  – ещё и с помощью байпасов. Исходя из общей структуры и назначения системы можно формировать к ней требования по живучести, задавая значение коэффициента  $K_{БС}$  и контролируя его выполнение на всех этапах жизненного цикла КА ДЗЗ.

7. Для КА ДЗЗ коэффициент живучести  $K_{КА}$  можно оценивать, используя данные по живучести систем  $K_{БС}$ , определённые с учётом всех внутрисистемных и общесистемных ресурсов. При этом уровень живучести КА может определяться минимальным уровнем живучести БС из всей их совокупности:  $K_{КА} = \min K_{БС}$ .

### Библиографический список

1. ГОСТ 27.002-89 Надёжность в технике. Основные понятия. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1989. 32 с.
2. Стекольников Ю.И. Живучесть систем. СПб.: Политехника, 2002. 155 с.
3. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных КА зондирования земли. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.
4. Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Проблемы обеспечения сбоеотказоустойчивости бортовой аппаратуры КА дистанционного зондирования Земли от воздействия излучений космического пространства. // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 11. С. 72-78.
5. Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Принципы управления космическими аппаратами мониторинга Земли в аномальных ситуациях // Информационно-управляющие системы. 2012. № 1. С. 16-22.
6. Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Проблемы реинжиниринга автоматических КА в аномальных полётных ситуациях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 1(43). С. 9-21.
7. Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Методы реинжиниринга в задаче обеспечения живучести автоматических КА зондирования Земли // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 3. С. 38-47.
8. Анцелович Л.Л. Надёжность, безопасность и живучесть самолёта. М.: Машиностроение, 1985. 296 с.
9. Новые наукоёмкие технологии в технике. Энциклопедия. Т. 20 / под ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «ЭНЦИТЕХ», 2002. 331 с.

### Информация об авторах

**Ахметов Равиль Нургалиевич**, доктор технических наук, генеральный конструктор АО «РКЦ «Прогресс», г.Самара. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область научных интересов: проектирование и испытания ракетно-космической техники.

**Макаров Валентин Павлович**, доктор технических наук, научный советник АО «РКЦ «Прогресс», г.Самара.

E-mail [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область научных интересов: системы управления движением КА.

**Соллогуб Анатолий Владимирович**, доктор технических наук, главный научный сотрудник АО «РКЦ «Прогресс», г.Самара. E-mail [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Область научных интересов: моделирование ракетно-космических систем.

## BYPASS AS AN ATTRIBUTE OF UNMANNED SPACECRAFT OPERABILITY IN ANOMALOUS FLIGHT SITUATIONS

© 2015 R. N. Akhmetov, V. P. Makarov, [A. V. Sollogub](mailto:A. V. Sollogub)

Space Rocket Center «Progress» JSC, Samara, Russian Federation

The bypass factor as the basis for providing Earth remote sensing spacecraft (ERS SC) operability in anomalous flight conditions, related with onboard equipment (OE) faults, is discussed in the paper. In addition, operability as a complex property is decomposed into three particular characteristics: invulnerability, adaptability, and recoverability. Principles of their implementation during the flight are based not only on structural provisions (for example, protective measures), but also on OE technical state control not only by integrated structural

reserves, but also by bypasses based on other resources. Provision of ERS SC operability and target operation with the use of minimum additional resources is the purpose of bypass control in anomalous flight situations. It is based mainly on roundabout ways of accomplishing tasks, in other words, on bypasses produced on the basis of functional, information-analytic, and natural resources (intrinsic to OE) as well as emergent (synergetic) resources formed as a result of purposeful interaction of dissimilar components, in particular, the complex of the SC onboard equipment. The topicality of this problem increases with the decrease of ERS SC weight-dimension characteristics (caused by tightening the restrictions) and the increase of active life duration ( $T_{al}$ ) under relatively strict requirements of efficiency target (ET). Variants of using available OE redundancies for ERS SC bypass flight control, taking into account the change of ET within the set limits, are proposed in the paper. Schemes of numerical estimation of efficiency and operability as vector parameters on the basis of bypasses including those based on parameters and criteria of SC operability are presented. A possibility of forming requirements to onboard equipment to ensure SC operability in anomalous flight conditions with their help is shown.

*Earth remote sensing, unmanned spacecraft, onboard equipment, anomalous flight situations, bypasses, operability, degradation of target parameters.*

### References

1. State Standard 27.002-89, Reliability in engineering. Main ideas. Terms and definitions. Moscow: Izdatel'stvo standartov Publ., 1989. (In Russ.)
2. Stekolnikov Y.I. *Zhivuchest system* [Systems' operability]. Saint Petersburg: Polytekhnika Publ., 2002. 155 p.
3. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Sollogub A.V., Makarov V.P. *Metody obespecheniya zhivuchesti nizkoorbital'nykh KA zondirovaniya zemli* [Methods of ensuring operability of low-orbiting Earth remote sensing spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2010. 384 p.
4. Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Maintaining of Fault-Tolerant and Fail-Safe Behavior of Remote Sensing Satellite Onboard Equipment to Withstand Impact of Space Charged Particles. *Mechatronics, automation, control*. 2009. No. 11. P. 72-78. (In Russ.)
5. Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Principles of the Earth Observation Satellites Control in Contingencies. *Information and Control Systems*. 2012. No. 1. P.16-22. (In Russ.)
6. Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Problems of unmanned spacecraft reengineering in abnormal flight situations and their knowledge-based solutions. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No.1 (43). P. 9-14. (In Russ.)
7. Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Reengineering Methods for Remote Sensing Spacecraft Survivability Assurance. *Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal*. 2013. No. 3. P. 38-47. (In Russ.)
8. Antselovich L.L. *Nadezhnost', bezopasnost' i zhivuchest' samoleta* [Airplane reliability, safety and operability]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1985. 296 p.
9. *Novye naukoemkie tekhnologii v tekhnike. Entsiklopediya. T. 20* [New high technologies in engineering. Encyclopedia. V. 20 / ed. by Kasaev K.S.]. Moscow: ZAO NII ENTSITEKH Publ., 2002. 331 p.

### About the authors

**Akhmetov Ravil Nurgalievich**, Doctor of Science (Engineering), General Designer of Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail:

[csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of Research: designing and testing of space hardware.

**Makarov Valentin Pavlovich**, Doctor of Science (Engineering), Scientific Adviser of Space Rocket Center «Progress»,

Samara, Russian Federation. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of Research: satellite motion control systems.

**Sollogub Anatoliy Vladimirovich**,

Doctor of Science (Engineering), Professor,

Senior Research Assistant of Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [csdb@samspace.ru](mailto:csdb@samspace.ru). Area of Research: modeling of space rocket systems.

УДК 629.78

## МЕТОДИКА РАЗМЕЩЕНИЯ ВНЕШНИХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

© 2015 Р. Н. Ахметов<sup>1</sup>, Л. Б. Шилов<sup>1</sup>, В. И. Куренков<sup>2</sup>, А. А. Якищук<sup>2</sup><sup>1</sup>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара<sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Показано, что одной из важных задач на начальных этапах проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является размещение внешних устройств на корпусе, оказывающих существенное влияние на проектный облик КА и целевые характеристики космической системы, а также на частные показатели эффективности обеспечивающих бортовых систем. Разработаны модели и алгоритмы для оценки частных показателей эффективности, используемых для выбора мест и углов установки внешних устройств КА ДЗЗ: солнечных батарей (СБ), радиаторов охлаждения, звёздных датчиков, антенн высокоскоростной радиолинии, передающих устройств межспутниковой лазерной системы передачи информации, антенн системы спутниковой навигации. Оценка частных показателей эффективности, используемых при размещении внешних устройств КА, осуществляется с помощью разработанного программного обеспечения, в основу которого положен метод имитационного моделирования орбитального движения, оценки условий функционирования, программных разворотов КА ДЗЗ по целевому назначению, взаимодействия с другими объектами орбитальной группировки. Приведены некоторые результаты апробации предлагаемой методики. В качестве примера показано, что для КА ДЗЗ, функционирующих на солнечно-синхронных орбитах, среднесуточный косинус угла между нормалью к плоскости панели СБ и направлением на Солнце существенно зависит от долготы восходящего узла орбиты.

*Космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, целевые характеристики, проектные характеристики, внешние устройства, критериальные параметры, моделирование, целевое функционирование, программное обеспечение.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-38-48

Современные космические аппараты детального оперативного дистанционного зондирования Земли характеризуются наличием большого количества внешних устройств: солнечные батареи, радиаторы охлаждения, звёздные датчики, антенны высокоскоростной радиолинии, передающие устройства межспутниковой лазерной системы передачи информации, антенны системы спутниковой навигации.

Одной из важных задач на начальных этапах проектирования является размещение внешних устройств на корпусе КА, оказывающих существенное влияние на его проектный облик и целевые характеристики космической системы (КС) (производительность съёмки, оперативность доставки видеоинформации на Землю, точность привязки координат снимка), а также на частные показатели эффек-

тивности бортовых систем (среднесуточная мощность солнечной батареи, мощность системы терморегулирования).

Решение задачи размещения внешних устройств на КА зависит от множества факторов, в том числе и от особенностей его целевого функционирования. Особенности задачи заключаются в сложном программном угловом движении КА вокруг центра масс в процессе орбитального полёта, поскольку снимаемые участки земной поверхности произвольным образом расположены относительно трассы полёта КА в полосе обзора. В результате в процессе полёта стохастически меняется положение ВУ относительно внешних объектов (ВО) как астрофизических (Солнце, звёзды), так и искусственных (спутник-ретранслятор, навигационные спутники). Соответственно изменяется и

эффективность функционирования внешних устройств в течение орбитального полёта. Для солнечных батарей и радиаторов охлаждения (РО) изменяется освещённость Солнцем, для антенных устройств (АУ) – зона радиовидимости, для звёздных датчиков (БОКЗ) – зона обзора звёздного неба. Поэтому возникает задача выбора мест установки ВУ на КА с учётом их функционирования в условиях переменного положения.

Аналитическим путём решить такую задачу практически не удаётся и поэтому на начальных этапах проектирования КА, как правило, используется эмпирический подход. Отметим, что известны аналитические модели для выбора оптимального угла установки неориентируемых солнечных батарей КА [1], но они пригодны только для солнечно-синхронных орбит и не учитывают стохастический характер разворотов КА при целевом функционировании. Существующие методики решения данной задачи имеют ограничения по номенклатуре рассматриваемых внешних устройств КА, по количеству учитываемых факторов и не позволяют проводить оценку критериальных параметров в динамике, в том числе не учитывают стохастический характер разворотов КА в процессе целевого функционирования. Предлагаемый алгоритмический подход к размещению внешних устройств на низкоорбитальных КА наблюдения в известной литературе не встречается.

Целью работы является создание методического и программного обеспечения для выбора на начальных этапах проектирования мест установки и пространственной ориентации внешних устройств на КА ДЗЗ на основе моделирования орбитального движения и разворотов аппарата по целевому функционированию с учётом назначения каждого отдельного устройства, взаимного экранирования и критериев выбора.

В качестве критериев приняты:

- максимальное среднесуточное значение косинуса угла между нормалью к

плоскости панели СБ и направлением на Солнце ( $\overline{\cos \alpha} \rightarrow \max$ );

- максимальное среднесуточное значение относительного времени нахождения антенны высокоскоростной радиолонии (ВРЛ) в зоне радиовидимости с наземных пунктов приёма информации (НППИ) ( $T_{ВРЛ}^{Оmn} \rightarrow \max$ );

- максимальное среднесуточное значение относительного времени нахождения оптических головок межспутниковой лазерной системы передачи информации (МЛСПИ) в зоне радиовидимости со спутником-ретранслятором ( $T_{МЛСПИ}^{Оmn} \rightarrow \max$ );

- максимальное среднесуточное значение относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора ( $T_{БОКЗ}^{Оmn} \rightarrow \max$ );

- максимальное среднесуточное значение относительного времени видимости с борта КА не менее заданного количества ( $k$ ) навигационных спутников ( $\overline{T}_{\geq k}^{ps} \rightarrow \max$ ).

Ниже представлены сведения о некоторых разработанных моделях для выбора мест и углов установки внешних устройств КА ДЗЗ.

### **1. Математические модели и алгоритм для оценки среднесуточного косинуса угла (альфа) между направлением на Солнце и нормалью к плоскости панели солнечных батарей**

Разработаны модели для неподвижных панелей СБ, расположенных произвольно на корпусе КА, в том числе модели для неориентированного полёта. Расчётные схемы представлены на рис. 1. Введены следующие обозначения:  $\vec{n}$  – единичный вектор (вектора) нормали к плоскости панели СБ;  $\vec{S}$  – единичный вектор направления на Солнце;  $\vartheta$  и  $\gamma$  – углы тангажа и крена КА;  $\gamma_{\Pi}$  – угол поворота панели по крену;  $O_B x_B y_B z_B$  – базовая система координат КА. Оптическая ось телескопа совпадает с осью  $O_B x_B$ .

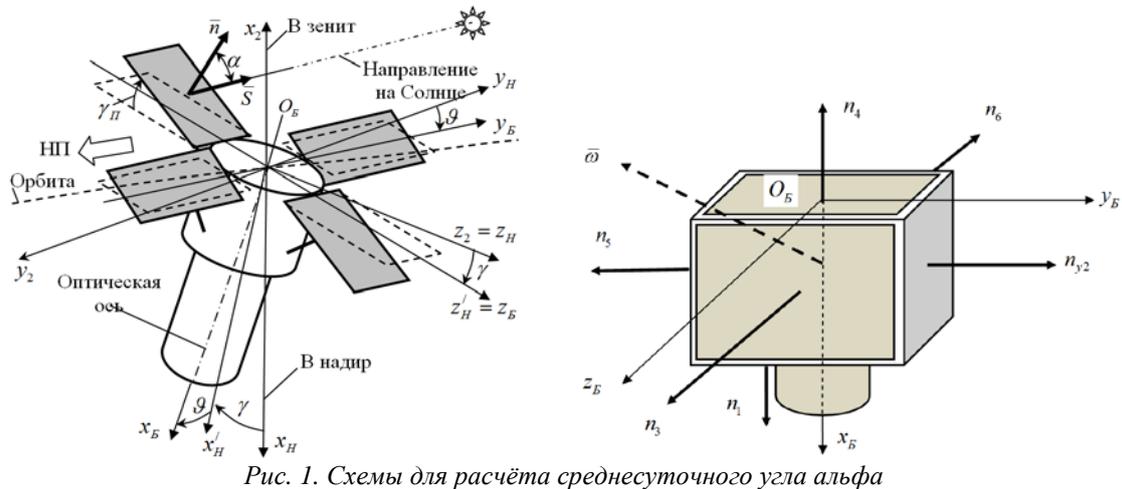


Рис. 1. Схемы для расчёта среднесуточного угла альфа

В качестве базовых были выбраны известные модели, которые усовершенствованы, во-первых, с точки зрения привязки к конкретным конструктивным схемам и базовым координатам КА и, во-вторых, с точки зрения осуществления расчёта среднего косинуса угла альфа в базовой системе координат КА, а не в неподвижной геоцентрической (что сокращает количество пересчёта координат точек конструкции КА).

**2. Математические модели и алгоритмы для оценки критериального параметра при выборе предпочтительных мест установки радиаторов охлаждения**

Расчётные схемы КА с радиатором охлаждения показаны на рис. 2.

На каждом шаге имитационного моделирования орбитального полёта и программных разворотов КА в базовой системе координат определяются косинусы углов  $\varepsilon$  между единичным вектором направления на Солнце  $\vec{S}$  и векторами  $\vec{n}_{ij}$ . В конце оценивается относительное время воздействия Солнца на РО (со средним косинусом угла  $\varepsilon$  в каждый момент времени) за время ( $t$ ) имитации полёта КА:

$$T_{PO}^{Omn}(t) = \frac{1}{t} \sum_{i=0}^t (\Delta t \overline{\cos \varepsilon_{PO}}) = \frac{1}{t \cdot F_{PO}} \sum_{i=0}^t \left( \Delta t \sum_{j=1}^k \sum_{i=0}^m F_{ij} \cos \varepsilon_{ij} \right).$$

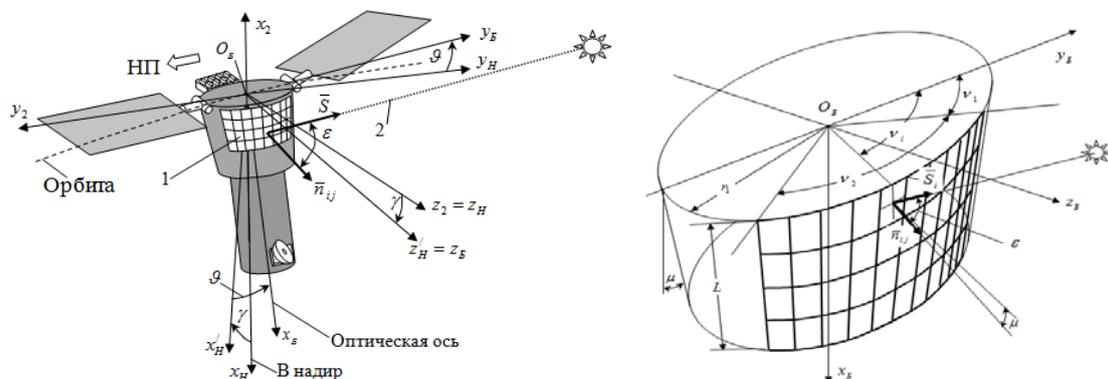


Рис. 2. Расчётные схемы КА с радиатором охлаждения

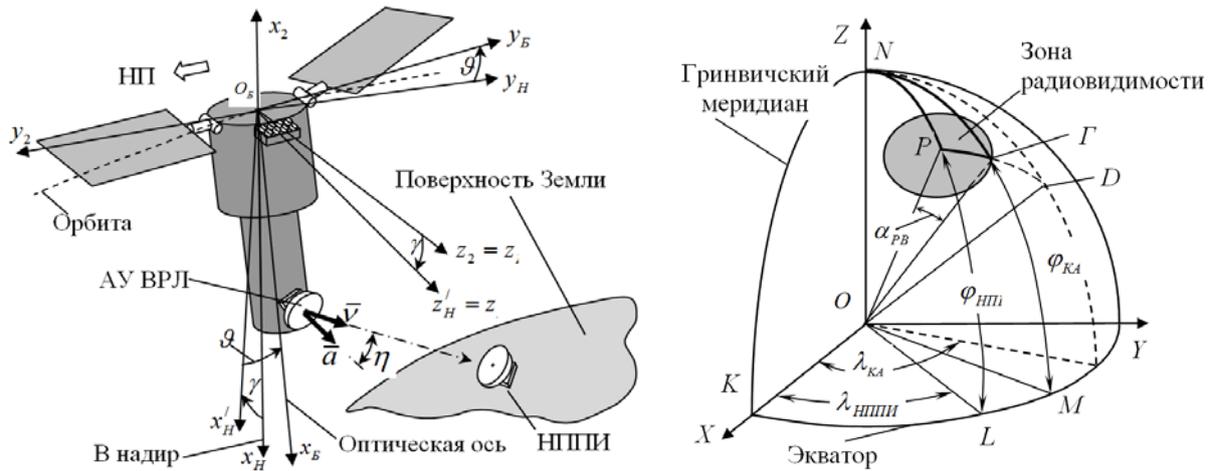


Рис. 3. Расчётные схемы КА с ВРЛ и видимости НППИ

**3. Модели и алгоритмы для оценки критериального параметра при выборе мест установки устройств высокоскоростной радиолинии**

Расчётные схемы КА с ВРЛ и видимости наземных пунктов приёма информации показаны на рис. 3.

В базовой системе координат строится единичный вектор  $\bar{a}$  к плоскости полупространства, в котором антенны не затенены элементами конструкции КА. В каждый момент времени имитации орбитального движения рассчитываются координаты единичного вектора  $\bar{v}$  направления луча от КА ДЗЗ к НППИ и проверяется условие их взаимной видимости с учё-

том степени затенения антенн корпусом КА и его элементами. Рассчитывается относительное время нахождения направленной антенны КА наблюдения и НППИ в условиях взаимной видимости  $T_{PB}^{omn} = t_{PB} / t$ .

**4. Модели и алгоритмы для оценки относительного времени взаимной видимости передающих устройств МЛСПИ и спутника-ретранслятора**

Расчётная схема КА с оптическими головками МЛСПИ и схема орбитального движения спутника-ретранслятора (СР) показаны на рис. 4.

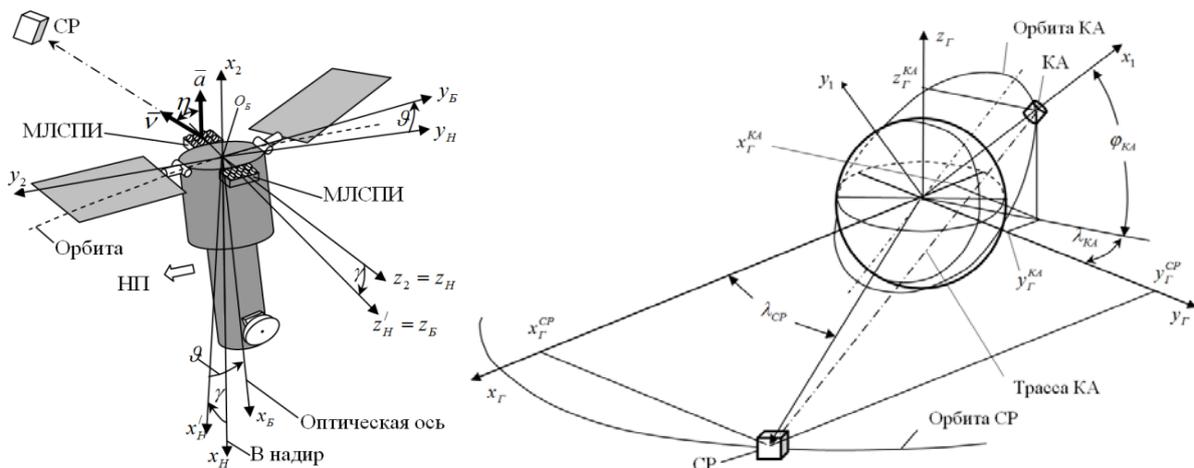


Рис. 4. Расчётная схема КА с МЛСПИ и схема орбитального движения СР

В базовой системе координат строятся единичные векторы  $\bar{a}$  к плоскости полупространства, в котором головки МЛСПИ не затенены элементами конструкции КА. Если условие взаимной видимости выполняется, то определяются координаты СР и КА ДЗЗ в геоцентрической гринвичской системе координат и рассчитываются координаты единичного вектора  $\bar{v}$  направления луча от КА ДЗЗ к СР. Определяется относительное время

радиовидимости КА ДЗЗ и СР  $T_{СР}^{omn} = t_{СР}/t$ .

**5. Модели и алгоритмы для оценки критериального параметра при выборе мест и углов установки звёздных датчиков (БОКЗ)**

Расчётная схема КА с БОКЗ и схема для оценки попадания Земли в апертуру звёздного датчика показаны на рис. 5.

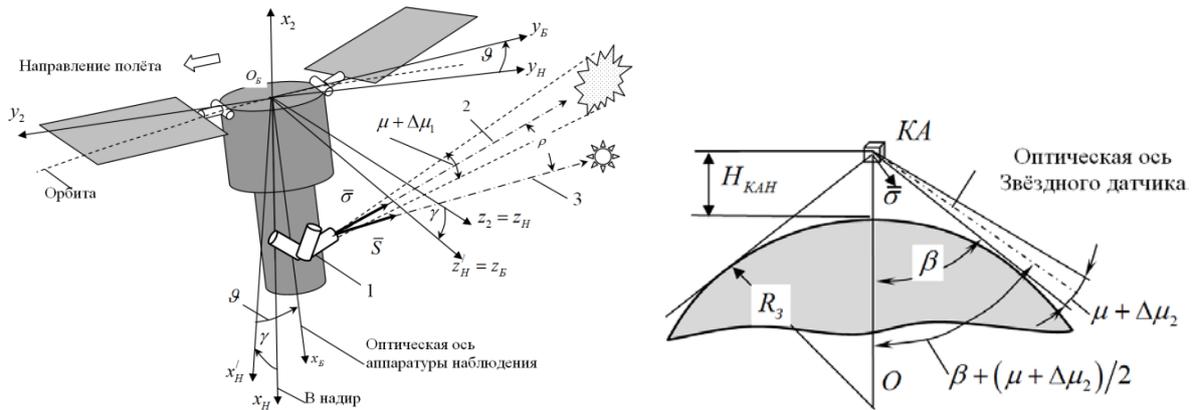


Рис. 5. Расчётная схема КА с БОКЗ и схема затенения звёздного датчика

Рассчитывается относительное время попадания звёздного неба в поле зрения БОКЗ:

$$T_{БОКЗ}^{Omni} = \frac{t - \sum_{i=0}^t \Delta t_{Ci} - \sum_{i=0}^t \Delta t_{3i}}{t},$$

где  $\Delta t_{Ci}$  и  $\Delta t_{3i}$  – соответственно шаги расчёта по времени, когда солнечные лучи и Земля попадали в поле зрения БОКЗ.

Расчёт производится с учётом возможности попадания Солнца и Земли в поле зрения БОКЗ (с помощью расчётов координат вектора направления оптической оси датчика  $\bar{\sigma}$  и единичного вектора направления на Солнце  $\alpha$ ).

**6 Модели и алгоритм для оценки критериального параметра при выборе предпочтительных мест установки**

**антенн системы спутниковой навигации (ССН)**

Расчётная схема КА с антеннами ССН и схема для оценки видимости навигационных спутников (НС) показаны на рис. 6.

Построены модели для оценки факта взаимной видимости антенн ССН КА и НС. Рассчитывается относительное время видимости с антенных устройств КА наблюдения не менее  $k$  НС:  $\bar{T}_{\geq k}^{pe} = (\sum \Delta t_{\geq k})/t$ , где  $\Delta t_{\geq k}$  – приращение только тех шагов расчёта по времени, в которых выполнялось условие видимости числа НС большего заданного.

Для использования моделей, приведённых выше, проведено совершенствование методического обеспечения моделирования целевого функционирования КА ДЗЗ. Некоторые из таких моделей приведены ниже.

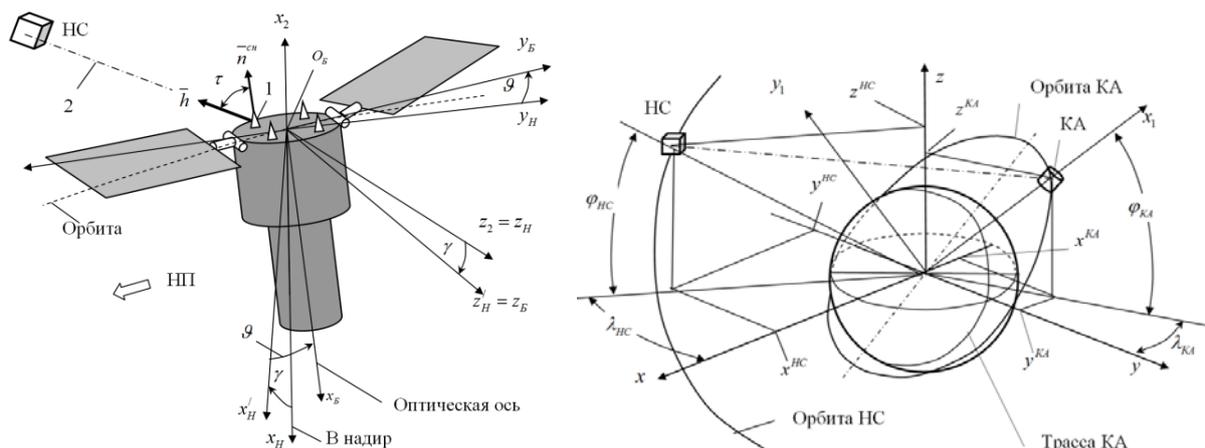


Рис. 6. Расчётная схема КА с антеннами СЧН и видимости СР

**Модели для определения факта нахождения КА в световом пятне**

Ранее использовалась модель, в которой для определения границ светового пятна следовало проводить многочисленные дополнительные расчёты. На рис. 7 слева представлена схема для построения более экономичной модели. Область поверхности Земли, находящейся в световом

пятне, располагается внутри подвижного конуса с вершиной в центре Земли и образующими, направленными на границу светового пятна. Получено условие нахождения точки  $D$  на поверхности Земли с координатами  $\varphi_D$  и  $\lambda_D$  в световом пятне с углом полураствора, равным центральному углу Земли  $\alpha_{СП}$ :

$$|\arccos[\sin(\varphi_Z) \cdot \sin(\varphi_D) + \cos(\varphi_Z) \cdot \cos(\varphi_D) \cdot \cos(\lambda_D - \lambda_Z)]| < \alpha_{СП},$$

где  $\varphi_Z$  и  $\lambda_Z$  – координаты центра светового пятна.

**Модель для определения факта нахождения КА в тени Земли**

Расчётная схема представлена на рис. 7 справа. Учитывая, что центр свето-

вого пятна (точка  $Z$ ) и центр области тени (точка  $T$ ) находятся на диаметрально противоположных сторонах поверхности Земли, получаем условие нахождения КА в тени:

$$|\arccos[\sin(\varphi_T) \cdot \sin(\varphi_{КА}) + \cos(\varphi_T) \cdot \cos(\varphi_{КА}) \cdot \cos(\lambda_{КА} - \lambda_T)]| < \alpha_T.$$

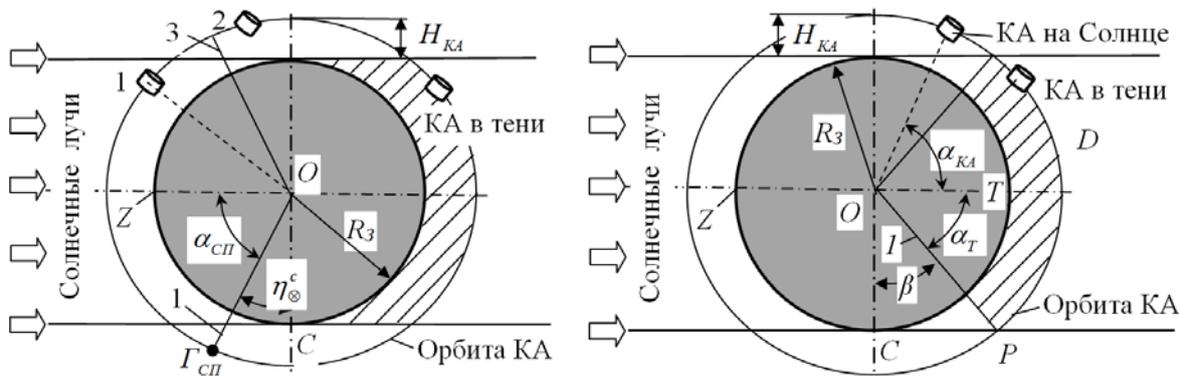


Рис. 7. Схемы для оценки нахождения КА в световом пятне и в тени

### Модели и алгоритмы для оценки взаимной видимости КА

В математических моделях и алгоритмах для оценки взаимной видимости КА не требуется определять пространственные координаты спутника-ретранслятора и решать трансцендентные уравнения. Такие модели относительно просты и применимы в составе комплекса для имитационного моделирования орбитального полёта и целевого функционирования КА.

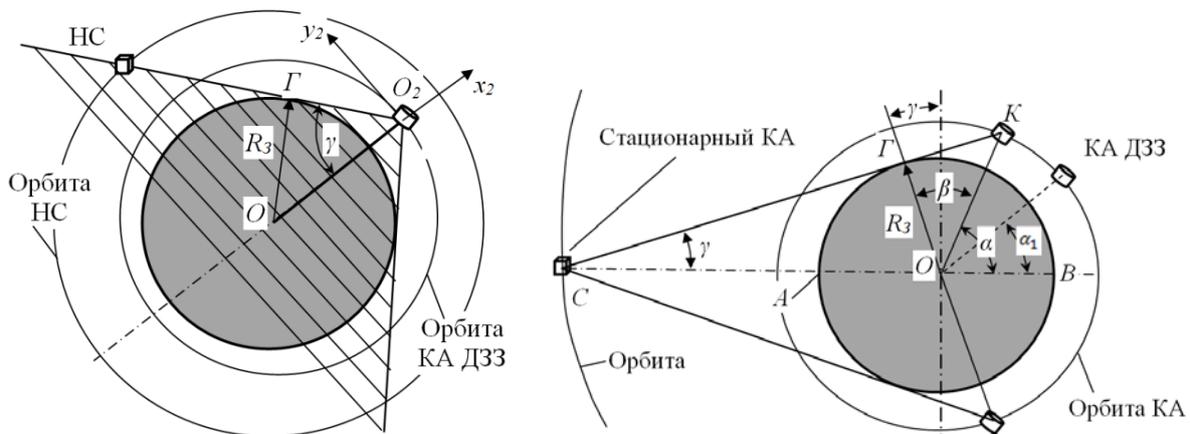


Рис. 8. Расчётные схемы для оценки взаимной видимости КА

Разработано программное обеспечение (ПО) для расчёта критериальных параметров при размещении внешних устройств КА ДЗЗ. В качестве базового использовано программное обеспечение [2], разработанное для оценки целевых показателей эффективности КА ДЗЗ. Программа разработана в среде программирования Delphi XE2 с использованием объектно-ориентированного подхода и может быть использована только в операционной среде Windows. Для трёхмерной визуализации использовалась платформа создания приложений FireMonkey.

С помощью разработанного ПО можно проводить оценки критериальных параметров для установки СБ, РО и внешних устройств ВРЛ, МЛСПИ, БОКЗ и ССН и количества НС, видимых с борта

Построены следующие модели и алгоритмы для оценки:

- взаимной видимости КА ДЗЗ и навигационного спутника;
- видимости спутника-ретранслятора с низкоорбитальным КА ДЗЗ;
- взаимной видимости двух КА на основе трассировки луча видимости.

Расчётные схемы приведены на рис. 8.

КА ДЗЗ. ПО предусматривает возможность построения твёрдотельных моделей КА и внешних устройств, визуализацию процесса полёта, программных разворотов и разворотов КА, имеющих стохастический характер. Результаты расчёта представляются в окнах программы в виде интегральных значений критериальных параметров и в виде графиков в зависимости от времени имитации орбитального полёта и целевого функционирования КА ДЗЗ, в том числе в виде математического ожидания, дисперсии, функций распределения и плотности распределения, а также в виде динамически изменяющихся диаграмм. На рис. 9 приведены окно редактора для создания упрощённой твёрдотельной модели КА и окно задания параметров орбит КА, СР и НС.

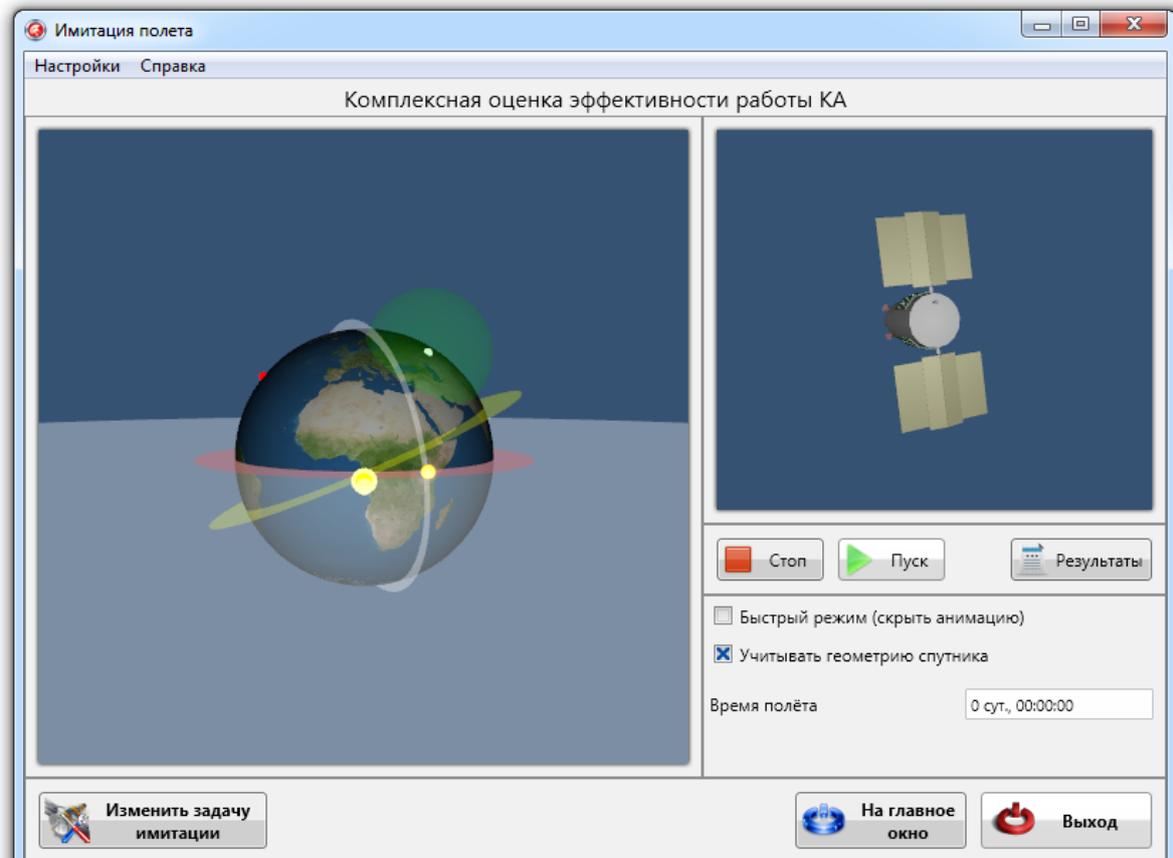
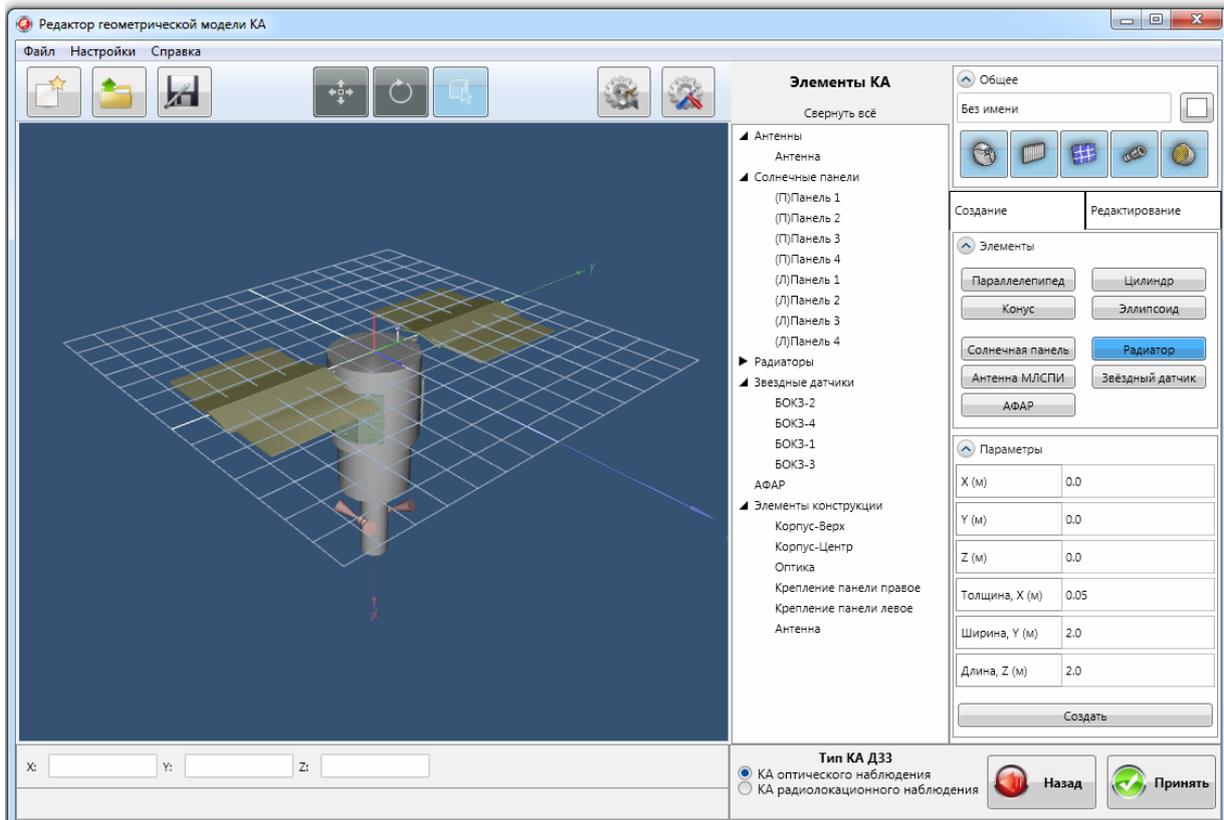


Рис. 9. Окна редактора модели КА и задания параметров орбит

Проведено тестирование программного обеспечения и показана адекватность используемых моделей на основе:

- проверок совпадения результатов расчёта с помощью разработанных программ и вручную для многих частных расчётных случаев;
- визуализации трёхмерных моделей КА, орбитального полёта и целевых разворотов;
- проверок непротиворечивости результатов при отслеживании изменения результатов при смещении исходных данных.

На рис. 10 в качестве примера приведены твёрдотельные упрощённые модели КА ДЗЗ с различной ориентацией па-

нелей СБ. Схемы поворотов панелей солнечной батареи КА изображены на рис. 10. Углы установки плоскости панелей СБ равны 0 (рис. 10, а), +30° (рис. 10, б) и -30° (рис. 10, в).

Анализ результатов показывает, что лучший угол установки панелей СБ зависит от параметров орбиты. Например, при долготе восходящего узла орбиты 30° (табл. 1) лучший угол установки панелей СБ равен +30°.

Разработанная методика выбора мест установки и ориентации внешних устройств КА внедрена в практику проектирования АО «РКЦ «Прогресс».

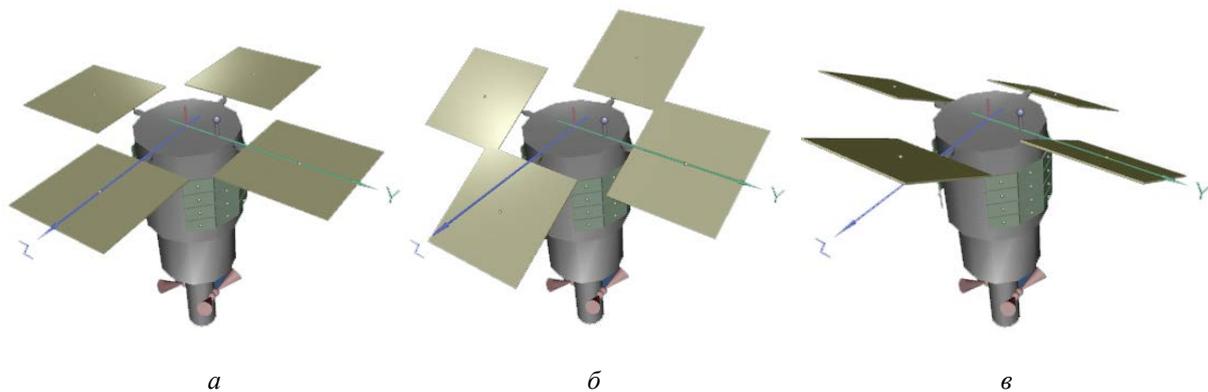


Рис. 10. Схемы расположения панелей СБ на КА

Табл. 1. Значения среднего косинуса угла альфа

$\Omega, ^\circ$	Вид съёмки	Среднесуточное значение $\overline{\cos \alpha}$		
		$\gamma_{\Pi} = -30^\circ$	$\gamma_{\Pi} = 0^\circ$	$\gamma_{\Pi} = +30^\circ$
30	На восходящем витке после полудня	0.220	0.371	0.429
210	На нисходящем витке после полудня	0.224	0.360	0.424
0	На восходящем витке в полдень	0.324	0.388	0.349
180	На нисходящем витке в полдень	0.309	0.386	0.343
-30	На восходящем витке до полудня	0.425	0.380	0.256
150	На нисходящем витке до полудня	0.428	0.368	0.249

### Библиографический список

1. Дмитриев Г.А. Выбор оптимального угла установки неориентируемых солнечных батарей КА, находящегося на круговой солнечно-синхронной орбите // Материалы второй всероссийской конфе-

ренции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». М.: Институт космических исследований РАН, 2004. С. 91.

2. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: уч.

пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2006. 296 с.

### Информация об авторах

**Ахметов Равиль Нургалиевич**, доктор технических наук, первый заместитель Генерального директора – генеральный конструктор АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [csdb@samtel.ru](mailto:csdb@samtel.ru). Область научных интересов: проектирование, конструирование, отработка и эксплуатация ракетно-космической техники.

**Шилов Лев Борисович**, заместитель главного конструктора – заместитель начальника отделения АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [shillev58@yandex.ru](mailto:shillev58@yandex.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

**Куренков Владимир Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического маши-

ностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

**Якищик Артём Андреевич**, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [yakischnik@mail.ru](mailto:yakischnik@mail.ru). Область научных интересов: моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения.

## PROCEDURE OF ACCOMODATION OF EARTH REMOTE SANSING SATELLITE EXTERNAL DEVICES WITH REGARD FOR THE SATELLITE TARGET OPERATION

© 2015 R. N. Akhmetov<sup>1</sup>, L. B. Shilov<sup>1</sup>, V.I.Kurenkov<sup>2</sup>, A. A. Yakischik<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara Space Center «Progress»

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The paper deals with the problem of accommodation of external devices of the Earth remote sensing satellite (ERSS). It is shown that it has a significant influence on the ERSS conceptual design and target characteristics of a space system as well as partial efficiency indices of the support systems. Models and algorithms have been developed which allow estimating partial efficiency indices used for choosing the sites and angles of installing the devices. Among these devices are solar cell battery panels, radiators, star trackers, laser intersatellite link devices, satellite navigation system antennas, etc. Partial efficiency indices used for the appropriate accommodation of the external devices are assessed with the help of the software based on the simulation of the satellite orbital motion, conditions of its operation, target turns, and interaction with other objects of the orbital constellation. Some results of testing the proposed procedure are given. As an example, it is shown that for ERSS with sun synchronous orbits the average cosine of the angle between the Sun line and normal to the plane of the solar cell battery depends upon the longitude of ascending node to a great extent.

*Spacecraft, Earth remote monitoring, target efficiency, design parameters, external devices, criterial parameters, simulation, target operation, software*

## References

1. Dmitriev G.A. Selection of the optimum installation angle of the non-orientable solar panels of the spacecraft, located in a circular sun-synchronous orbit. *Proceedings of the second Russian conference «Modern problems of remote sensing of the Earth from space»*. Moscow: Space Research Institute of Russian Academy Sciences Publ., 2004. P. 91. (In Russ.)
2. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Osnovy ustroystva i modelirovaniya tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uch. posobie* [Basics of arrangement and modeling of target functioning of observation spacecraft]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2006. 296 p.

## About the authors

**Ahmetov Ravil Nurgalieovich**, Doctor of Science (Engineering), First Deputy General Director – General Designer of JSC «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [csdb@samtel.ru](mailto:csdb@samtel.ru). Area of Research: design, engineering, development and operation of space hardware.

**Shilov Lev Borisovich**, Deputy Chief Designer, Deputy Head of Department, JSC «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [shillev58@yandex.ru](mailto:shillev58@yandex.ru). Area of Research: designing Earth remote sensing spacecraft.

**Kurenkov Vladimir Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Pro-

fessor of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Area of Research: design, simulation of target functioning, reliability of boosters and observation spacecraft.

**Yakishchik Artem Andreevich**, post-graduate student of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [yakischik@mail.ru](mailto:yakischik@mail.ru). Area of Research: modeling of target functioning of observation spacecraft.

УДК 629.78

## ВЫБОР ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ РАЗВЕРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С ОГРАНИЧЕНИЕМ НА СКОРОСТЬ ВЫПУСКА ТРОСА

© 2015 С. А. Ишков, Сюй Сяое, Г. А. Филиппов

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

В статье рассматривается задача доставки полезного груза в виде спускаемой капсулы на Землю с применением орбитальной тросовой системы. Рассматривается динамический закон управления развёртыванием орбитальной тросовой системы в виде зависимости величины управляющей силы натяжения троса от времени. Показано, что при реализации известной оптимальной (релейной) программы управления силой натяжения троса скорость его выпуска может достигать больших значений. Для уменьшения скорости выпуска троса получена программа управления развёртыванием орбитальной тросовой системы с заданным ограничением на скорость выпуска троса. Для программы управления силой натяжения троса с ограничением на скорость его выпуска выполнено численное моделирование развёртывания орбитальной тросовой системы. Установлено, что введение слишком больших ограничений на скорость выпуска троса не позволяет осуществить доставку полезного груза – спускаемой капсулы – на поверхность Земли. Приведён анализ разброса точек приземления спускаемой капсулы на поверхность Земли, вызванного введением ограничения на скорость выпуска троса.

*Орбитальная тросовая системы, динамический закон управления силой натяжения троса, ограничение на скорость выпуска троса.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-49-57

Одной из задач, которую можно решить с помощью орбитальной тросовой системы (ОТС), является доставка полезного груза – спускаемой капсулы (СК) – на поверхность Земли без использования тормозного импульса реактивной тяги.

Рассматриваемая ОТС состоит из двух космических аппаратов (КА): базового КА (БКА) и СК, которые соединены тросом (рис. 1).

Общепринято рассматривать развёртывание ОТС в три этапа. На первом этапе происходит отделение СК от БКА и её отведение на безопасное расстояние. На этом этапе происходит выпуск троса на некоторую длину с целью создания разницы в гравитационных ускорениях, действующих на БКА и СК.

Затем следует второй (основной) этап развёртывания ОТС. На этом этапе происходит выпуск троса на его полную длину. При этом СК отклоняется от линии местной вертикали на максимальный угол.

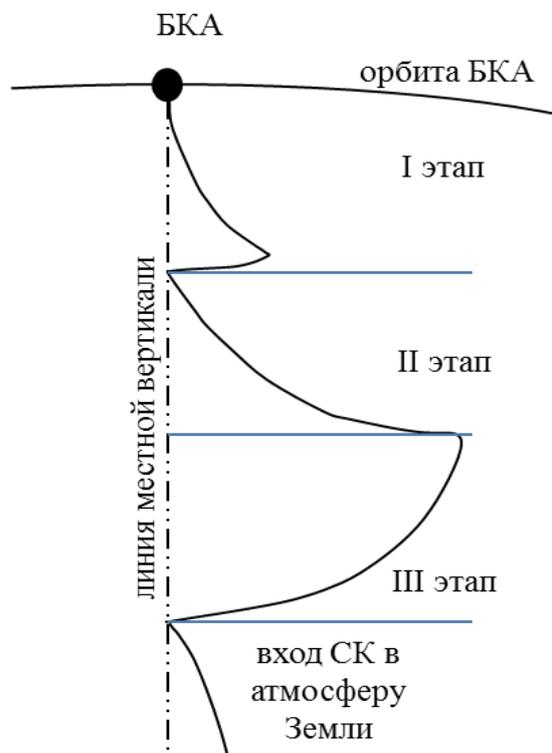


Рис. 1. Развёртывание ОТС в три этапа

В момент времени, соответствующий выпуску троса на его полную длину, происходит «зависание» СК, после чего начинается третий этап развёртывания. На третьем этапе СК совершает свободное маятниковое движение в сторону линии местной вертикали против орбитальной скорости БКА. В момент прохождения линии местной вертикали трос отрезается, СК получает «тормозной импульс» и переходит на эллиптическую орбиту, перигеум которой находится на высотах менее 120 км (рис. 1).

В результате пассивного движения СК достигает атмосферы и совершает посадку. Подбором точки отсоединения СК от БКА обеспечиваются условия для посадки СК в заданном районе.

Введём допущения о том, что центр масс ОТС совпадает с центром масс БКА; нерастяжимый трос аппроксимирован прямой, всегда натянутой нитью, не имеющей массы; развёртывание происходит в плоскости орбиты БКА.

С учётом допущений используем следующую математическую модель развёртывания ОТС [1]:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= V_{\theta}, \\ \dot{V}_{\theta} &= -2 \cdot \frac{V_r}{r} \cdot (V_{\theta} + \omega) - 3 \cdot \frac{\omega^2 \cdot \sin \theta \cdot \cos \theta}{1 + e \cdot \cos \vartheta} - \dot{\omega}, \\ \dot{r} &= V_r, \\ \dot{V}_r &= r \cdot \left( (V_{\theta} + \omega)^2 + \omega^2 \cdot \frac{3 \cdot \cos^2 \theta - 1}{1 + e \cdot \cos \vartheta} \right) - \frac{T}{m_A}, \\ \dot{\vartheta} &= \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} \cdot (1 + e \cdot \cos \vartheta)^2, \\ \dot{\omega} &= -2 \cdot \omega^2 \cdot \frac{e \cdot \sin \vartheta}{1 + e \cdot \cos \vartheta}, \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь  $\theta$  – угол разворота СК в плоскости орбиты;  $V_{\theta}$  – скорость изменения угла разворота СК;  $r$  – длина троса;  $V_r$  – скорость выпуска троса;  $\omega$  – угловая скорость движения БКА;  $T$  – сила натяжения троса;  $\vartheta$  – угол истинной аномалии БКА;  $p, e$  – соответственно фокальный параметр и эксцентриситет орбиты БКА;

$m_A$  – масса СК;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли.

Рассмотрим управление развёртыванием ОТС. На первом этапе развёртывания ОТС происходит отстрел спускаемой капсулы от БКА и выпуск троса на определённую длину. Используется динамический закон управления силой натяжения троса [1]:

$$T = m_A \cdot \omega^2 \cdot \left( 4,6 \cdot r + 3,5 \cdot \frac{V_r}{\omega} - 1,6 \cdot r_{к1} \right), \quad (2)$$

где  $r_{к1}$  – программная длина троса на первом участке.

В [2, 3] была получена релейная программа управления силой натяжения троса на втором участке развёртывания ОТС. Она содержит два участка: участок развёртывания ОТС с минимальной силой натяжения троса, обусловленной трением троса о механизм его выпуска, и участок торможения с максимальной силой натяжения троса.

Программа управления силой натяжения троса имеет вид:

$$T = T_1 \cdot \left( \frac{1 + \text{sign}(r_{п} - r)}{2} \right) + T_2 \cdot \left( \frac{1 + \text{sign}(r - r_{п})}{2} \right), \quad (3)$$

где  $r$  – текущая длина троса;  $r_{п}$  – длина троса, при которой происходит «переключение» натяжения;  $T_1$  и  $T_2$  – соответственно силы натяжения троса до и после «переключения». Натяжение до «переключения» задано и определяется величиной силы трения троса об элементы механизма его выпуска.

Для подбора величин  $r_{п}$  и  $T_2$  необходимо решить параметрическую краевую задачу при следующих граничных условиях:

$$\begin{aligned} t = 0, \quad \theta_0 = 0, \quad r_0 = r_{к1}, \quad V_{r0} = 0, \quad V_{\theta 0} = 0, \\ t = t_k, \quad \theta_k = \text{var}, \quad r_k = r_{к2}, \quad V_{rk} = 0, \quad V_{\theta k} = 0. \end{aligned} \quad (4)$$

Для программы управления силой натяжения троса (3), (4) характерен рост скорости выпуска троса до величин порядка 28 м/с, что является неприемлемым с точки зрения безопасного развёртывания ОТС.

Для снижения скорости выпуска троса на втором этапе развёртывания ОТС предлагается введение участка, на котором скорость выпуска троса будет постоянной величиной. Тогда программа управления силой натяжения троса на втором этапе развёртывания ОТС будет состоять из трёх участков.

На первом участке происходит выпуск троса с минимальной силой натяжения  $T_{\min}$ , обусловленной трением троса о механизм выпуска.

На втором участке трос выпускается с силой натяжения, обеспечивающей постоянство скорости выпуска. В этом слу-

чае сила натяжения троса может быть найдена из условия:

$$\dot{V}_r = 0. \quad (5)$$

Подставив в (5) правую часть уравнения для скорости выпуска троса (четвёртое уравнение системы (1)), получим:

$$r \cdot \left( (V_\theta + \omega)^2 + \omega^2 \cdot \frac{3 \cdot \cos^2 \theta - 1}{1 + e \cdot \cos \vartheta} \right) - \frac{T}{m_A} = 0. \quad (6)$$

Из (6) определим:

$$T^* = m_A \cdot r \cdot \left[ (V_\theta + \omega)^2 + \frac{\omega^2 \cdot (3 \cdot \cos^2 \theta - 1)}{1 + e \cdot \cos \vartheta} \right]. \quad (7)$$

На третьем участке (участке торможения) трос будет выпускаться с максимальной силой натяжения  $T_{\max}$ .

Таким образом, программа управления силой натяжения троса на втором этапе примет вид:

$$T = \begin{cases} T_{\min}, & t < t_1, \\ T_{\text{mid}} = m_A \cdot r \cdot \left[ (V_\theta + \omega)^2 + \frac{\omega^2 \cdot (3 \cdot \cos^2 \theta - 1)}{1 + e \cdot \cos \vartheta} \right], & t_1 \leq t \leq t_2, \\ T_{\max}, & t > t_2. \end{cases} \quad (8)$$

Здесь  $t_1$  – время достижения заданной скорости выпуска троса;  $t_2$  – время начала участка торможения;  $T_{\text{mid}}$  – сила натяжения троса при ограничении скорости.

Для программы управления силой натяжения троса с ограничением на скорость его выпуска (8) решается парамет-

рическая краевая задача с граничными условиями (4).

После выпуска троса на его полную длину СК совершает маятниковое движение в сторону линии местной вертикали. В момент её прохождения трос отрезается и СК переходит на орбиту, параметры которой могут быть определены по формулам:

$$p^{\text{СК}} = \mu^{-1} \cdot \left( (R^{\text{БКА}} - l \cdot \cos \theta)^2 + l^2 \cdot \sin^2 \theta \right) \cdot (V_u^{\text{БКА}} - l \cdot V_\theta \cdot \cos \theta)^2, \quad (9)$$

$$\vartheta^{\text{СК}} = \arctg \frac{V_r^{\text{БКА}} - l \cdot V_\theta \cdot \sin \theta}{V_u^{\text{БКА}} - \sqrt{\frac{\mu}{p^{\text{К}}}} - l \cdot V_\theta \cdot \cos \theta}, \quad (10)$$

$$e^{\text{СК}} = \frac{V_r^{\text{БКА}} - l \cdot V_\theta \cdot \sin \theta}{\sin \vartheta^{\text{К}}} \cdot \sqrt{\frac{p^{\text{К}}}{\mu}}, \quad (11)$$

$$u^{СК} = u^{БКА} + \arctg \frac{l \cdot \sin \theta}{\sqrt{(R^{БКА} - l \cos \theta)^2 + l^2 \sin^2 \theta}}. \quad (12)$$

Здесь  $p^{СК}$ ,  $g^{СК}$ ,  $e^{СК}$ ,  $u^{СК}$  – соответственно фокальный параметр, угол истинной аномалии, эксцентриситет и аргумент широты орбиты СК;  $V_r^{БКА}$  и

$V_u^{БКА}$  – соответственно радиальная и тангенциальная составляющие скорости БКА в момент отрезания троса.

Расчёты проводились для ОТС с параметрами, приведёнными в табл. 1.

Таблица 1. Параметры ОТС

Параметр	Величина
Высота перицентра орбиты БКА, км	343
Высота апоцентра орбиты БКА, км	362
Наклонение орбиты БКА, град	51
Длина троса, км	30
Масса БКА, кг	8500
Масса СК, кг	20
Диаметр СК сферической формы, м	0,4
Угол истинной аномалии БКА, при котором начинается развёртывание ОТС, град	263

Значение угла истинной аномалии БКА подобрано для обеспечения посадки СК в заданную точку.

Принимается, что отстрел СК происходит по линии местной вертикали в сторону Земли, начальное значение угла  $\theta$  на первом участке равно нулю. На рис. 2, 3 показаны соответственно зависимость силы натяжения троса от времени и зависимость скорости выпуска троса от времени на втором этапе развёртывания ОТС.

Ограничение на скорость выпуска троса обозначено как  $V_r^{\text{lim}}$ .

На рис. 4 приведены зависимости величины угла  $\theta$  отклонения СК от линии местной вертикали от ограничения на скорость выпуска троса  $V_r^{\text{lim}}$  для различных длин троса  $r$ .

В табл. 2 приведены параметры орбиты, на которую СК перешла после отрезания троса.

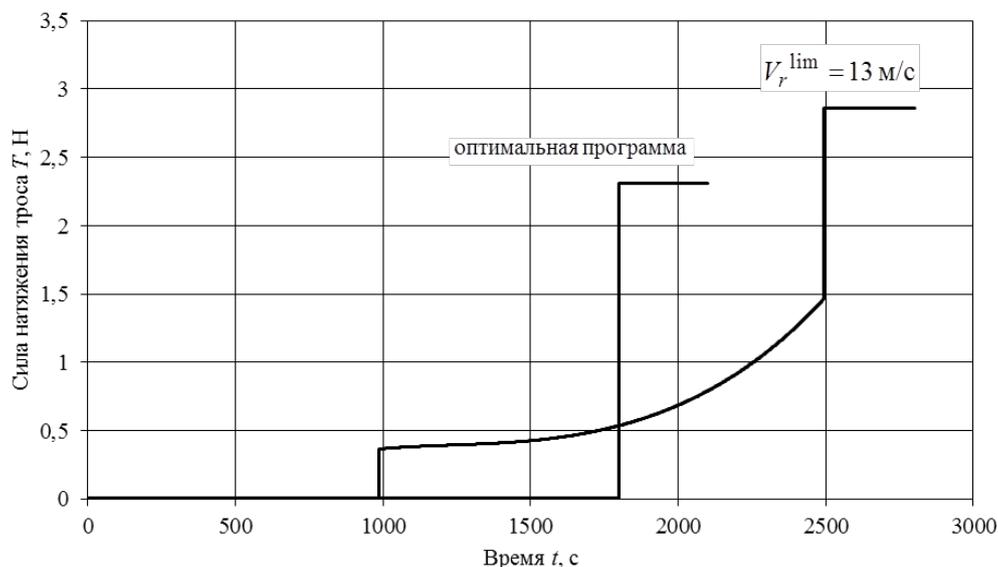


Рис. 2. Зависимость силы натяжения троса от времени

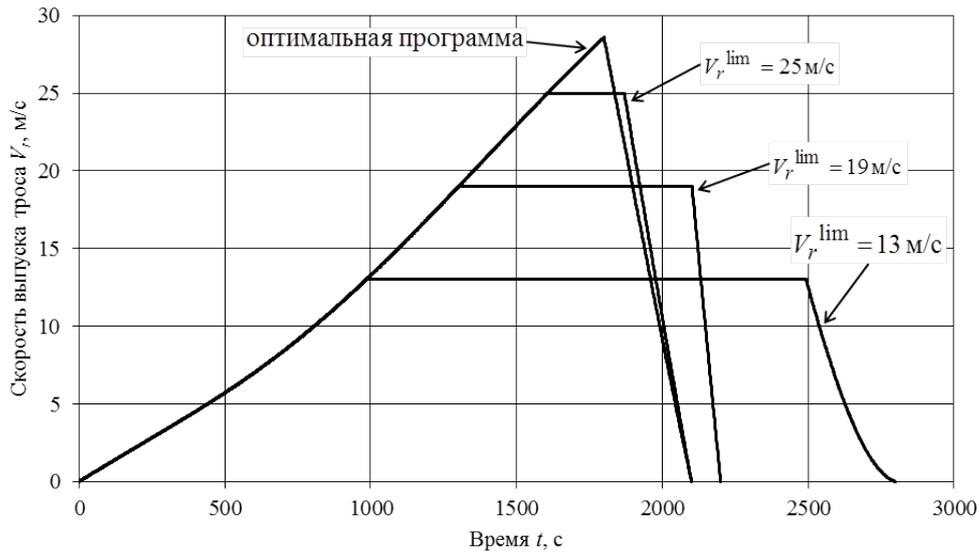


Рис. 3. Зависимость скорости выпуска троса от времени

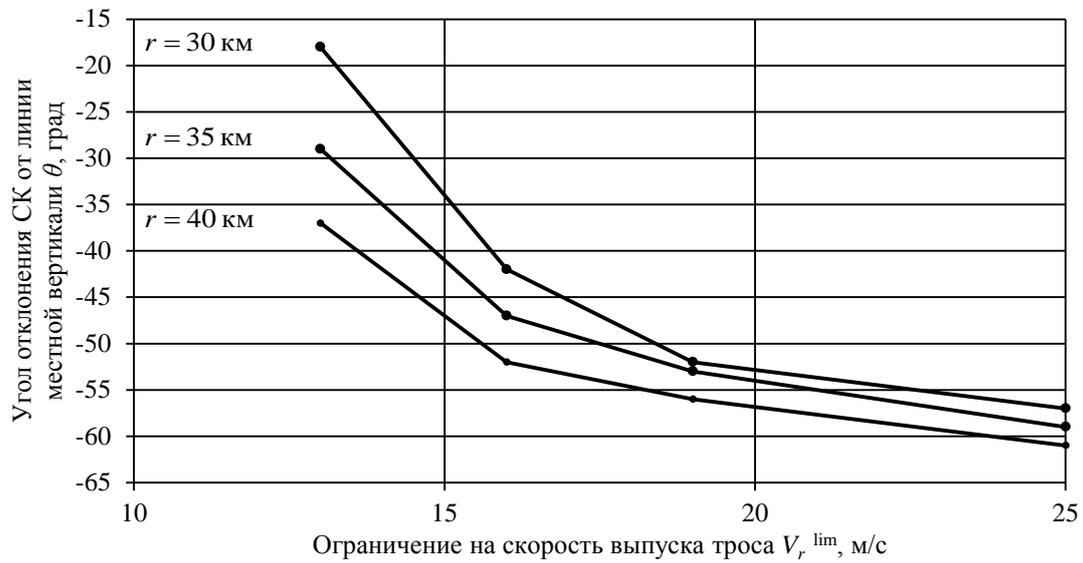


Рис. 4. Зависимость величины угла отклонения от ограничения на скорость выпуска троса

Таблица 2. Параметры орбиты СК после отрезания троса

Параметр	Численное значение						
	10	13	16	19	22	25	0
Ограничение на скорость выпуска троса, м/с	10	13	16	19	22	25	0
Фокальный параметр, км	6627	6600	6582	6579	6578	6577	6578
Угол истинной аномалии, град	176,26	177,65	175,17	178,72	178,78	178,81	178,85
Эксцентриситет	0,0111	0,0152	0,0166	0,0184	0,0185	0,0186	0,0188
Высота перигея, км	183,46	130,47	104,16	88,99	87,17	86,16	85,14
Высота апогея, км	330,79	331,09	322,88	331,59	331,62	331,64	331,78
Угол входа в атмосферу, град	-	-	-0,52	-0,70	-0,74	-0,76	-0,78

Рассчитаем траекторию движения СК в атмосфере. Для этого воспользуемся следующими уравнениями движения [6]:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x \cdot \rho \cdot V^2 - g \cdot \sin \theta, \\ V \cdot \frac{d\theta}{dt} &= \frac{V^2}{R+h} \cdot \cos \theta - g \cdot \cos \theta, \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \theta, \\ \frac{dL}{dt} &= \frac{V \cdot R \cdot \cos \theta}{R+h}. \end{aligned} \quad (13)$$

Здесь  $V$  – скорость;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $h$  – геоцентрическая высота,  $L$  – продольная дальность;  $\sigma_x = C_{xa} \cdot \frac{S_m}{2 \cdot m}$  – баллистический коэф-

фициент;  $C_{xa}$  – коэффициент силы лобового сопротивления;  $S_m$  – площадь миделевого сечения;  $m$  – масса;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $g$  – ускорение свободного падения;  $R$  – радиус Земли.

По уравнениям (13) выполнен расчёт пассивного движения СК с  $\sigma_x = 0,007 \text{ м}^2/\text{кг}$  после отрезания троса при различных ограничениях на скорость выпуска  $V_r^{\text{lim}}$  (рис. 5).

На рис. 6 показаны географические координаты точки посадки СК при реализации оптимальной (релейной) программы управления силой натяжения троса  $T$  и отклонения от этой точки при введении ограничений на скорость выпуска троса  $V_r^{\text{lim}}$ .

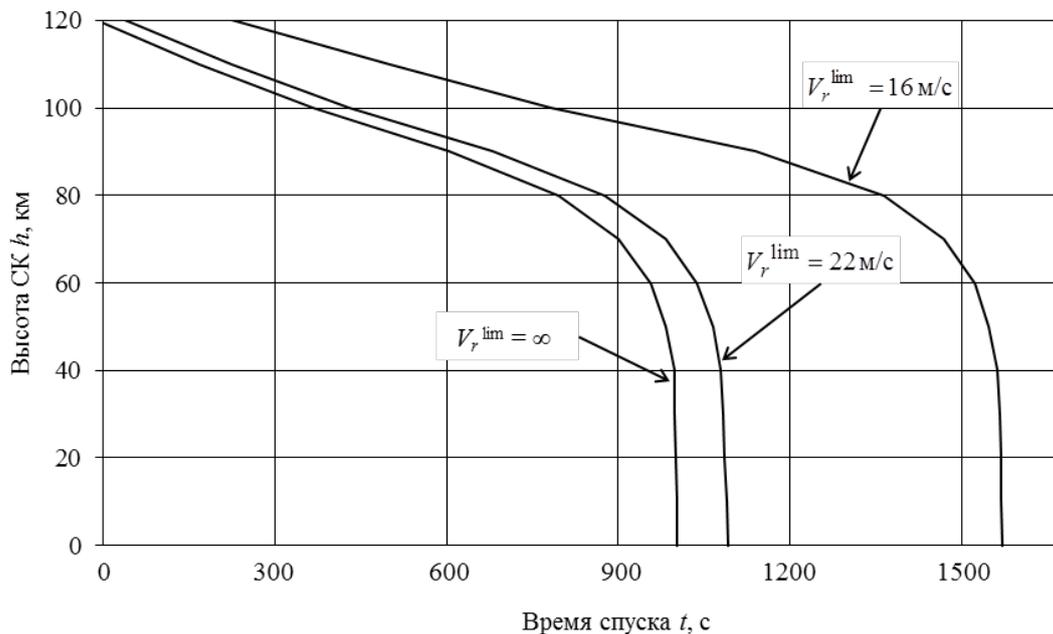


Рис. 5. Изменение высоты СК от ограничения на скорость выпуска троса

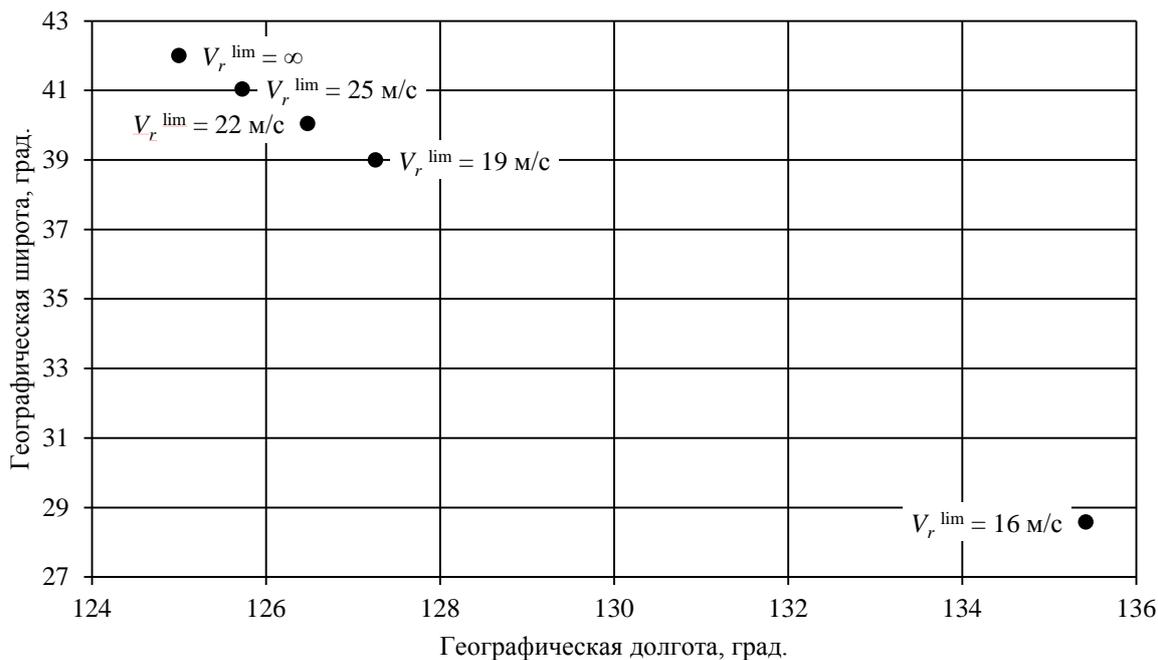


Рис. 6. Географические координаты точки посадки СК

Результаты расчётов показали следующее. Установлено, что при реализации оптимальной (релейной) программы управления силой натяжения троса скорость выпуска троса достигает 28 м/с, что является неприемлемым. Полученная программа управления силой натяжения троса, ограничивающая скорость его выпуска, позволяет снизить скорость выпуска троса до заданной величины (рис. 3).

При больших ограничениях на скорость выпуска троса (малых  $V_r^{\text{lim}}$ ) невозможно перевести СК на траекторию, входящую в плотные слои атмосферы Земли (табл. 2). С увеличением ограничения на скорость выпуска троса (уменьшении  $V_r^{\text{lim}}$ ) увеличивается отклонение от точки посадки, полученной при оптимальной программе управления (рис. 6).

### Библиографический список

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
2. Ишков С.А., Наумов С.А. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2006. № 1(9). С. 77-85.
3. Ишков С.А., Шейников И.В. Определение параметров орбитальной тросовой системы, предназначенной для спуска малых капсул с орбиты // Известия Самарского научного центра РАН. 2009. Т. 11, № 5. С. 208-215.

### Информация об авторах

**Ишков Сергей Алексеевич**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследователь-

ский университет). E-mail: [ishkov@ssau.ru](mailto:ishkov@ssau.ru). Область научных интересов: управление развёртыванием орбитальных тросовых систем.

**Сюй Сяоэ**, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов:

управление развёртыванием орбитальных тросовых систем.

**Филиппов Григорий Александрович**, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [grigory\\_ssau@mail.ru](mailto:grigory_ssau@mail.ru). Область научных интересов: моделирование динамических систем.

## CHOOSING A PROGRAM FOR CONTROLLING THE DEPLOYMENT OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM WITH DEPLOYMENT SPEED LIMITATIONS

© 2015 S. A. Ishkov, Xu Xiaoye, G. A. Filippov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The problem of delivering payload in the form of a descent capsule using an orbital tether system is discussed in the paper. The dynamic law of controlling the deployment of an orbital tether system in the form of time dependence of the tether tension force is considered. It is shown that if a previously obtained optimal (relay) program of controlling the tether tension force is implemented the speed of tether deployment can reach high values. To reduce the speed of tether deployment a program of controlling the deployment of an orbital tether system, with prescribed limitations on tether deployment speed is obtained. Numerical simulation of orbital tether system deployment is carried out for the program of controlling the tether tension force with limitations on tether deployment speed. It is established that introducing too tight limitations on the speed of tether deployment does not make it possible to deliver the payload – a descent capsule - to the Earth surface. The dispersion of the points of landing of the capsule on the Earth surface caused by introducing limitations on tether deployment speed is analyzed.

*Orbital tether system, dynamic control program for tether tension, limitation on tether deployment speed.*

### References

1. Beleckiy V.V., Levin Ye.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 329 p.
2. Ishkov S.A., Naumov S.A. Control over orbital tether system unfolding. *Vestnik of the Samara State Aerospace University* 2006. No. 1 (9). P. 77-85. (In Russ.)
3. Ishkov S.A., Sheynikov I.V. Orbital tether system aimed on small capsules deorbiting parameters definition. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2009. V. 11, no. 5. P. 208-215. (In Russ.)

### About the authors

**Ishkov Sergey Alekseevich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara,

Russian Federation. E-mail: [ishkov@ssau.ru](mailto:ishkov@ssau.ru). Area of Research: control of deployment of orbital tether systems.

**Xu Xiaoye**, postgraduate student of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. Area of Research: control of deployment of orbital tether systems.

**Filippov Gregory Aleksandrovich**, postgraduate student of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [grigory\\_ssau@mail.ru](mailto:grigory_ssau@mail.ru). Area of Research: modeling of dynamic systems.

УДК 629.78

## ЛЁТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ ИСПЫТАНИЯ И ОПЫТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «АИСТ»

© 2015 А. Н. Кирилин<sup>1</sup>, С. И. Ткаченко<sup>2</sup>, В. В. Салмин<sup>2</sup>, Н. Д. Сёмкин<sup>2</sup>,  
А. П. Папков<sup>3</sup>, В. И. Абрашкин<sup>1</sup>, И. С. Ткаченко<sup>2</sup>, Ю. Е. Железнов<sup>1</sup>, Е. Ю. Галаева<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

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

<sup>3</sup>ООО «НИЛАКТ ДОСААФ», г. Калуга

Малые космические аппараты (МКА) «АИСТ» – совместная разработка Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (СГАУ) и акционерного общества «РКЦ «Прогресс» (до 01.07.2014 г. – государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс») при поддержке правительства Самарской области. В настоящей работе представлены результаты лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ) и опытной эксплуатации малых космических аппаратов научного и образовательного назначения, а также проведён анализ телеметрической информации (ТМИ) о работоспособности обеспечивающих систем МКА и получаемых с орбиты данных научной аппаратуры. Рассматриваются возможности дальнейшего использования МКА типа «Аист» в научно-образовательных целях.

*Малый космический аппарат, лётно-конструкторские испытания, научная аппаратура, орбита, наземные средства управления, телеметрическая информация.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-58-71

### Введение

Маломассогабаритный космический аппарат научного назначения «АИСТ» разработан АО «РКЦ «Прогресс» при непосредственном участии специалистов СГАУ в части проектирования аппарата и создания бортовой научной аппаратуры МАГКОМ и МЕТЕОР.

Запуск лётного образца (ЛО) МКА «АИСТ» (RS43as) был осуществлён 19 апреля 2013 года с космодрома «Байконур» попутной полезной нагрузкой КА «Бион-М» №1, выведенного РН «Союз-2» на околокруговую орбиту высотой 570 км и наклоном 64,9°. Режим орбитального полёта МКА – неориентированный, время активного существования – до трёх лет.

Запуск опытного образца (ОО) МКА «АИСТ» (RS41at) был осуществлён 28 декабря 2013 года РН «Союз2-1в» с БВ «Волга» с космодрома «Плесецк» на околокруговую орбиту высотой 625 км и наклоном 82,42°. Режим орбитального

полёта МКА – неориентированный, время активного существования до трёх лет.

На борту МКА установлена командно-управляющая навигационная система (КУНС) разработки НИЛАКТ ДОСААФ, которая обеспечивает информационное обеспечение МКА и их взаимодействие с наземными средствами управления (НСУ) МКА «АИСТ» (г. Самара).

### 1. Назначение и задачи МКА «АИСТ»

Проведённый специалистами и учёными СГАУ и РКЦ «Прогресс» анализ актуальных задач научных исследований в космическом пространстве, возможности выведения на орбиту малого космического аппарата, его массы, энергетики, финансовых возможностей проекта, а также образовательных задач привел к следующему определению назначения МКА «АИСТ» [1]:

– отработка необходимой для перспективных КА научного назначения типа

«БИОН-М», «ФОТОН-М» магнитной системы компенсации микроускорений;

– исследования на орбите энергетического состава и характера движения микрочастиц;

– решение ряда технологических задач производства малых космических аппаратов;

– ввод в эксплуатацию наземного комплекса управления малыми космическими аппаратами ДОКА-Н;

– включение разработки, создания, эксплуатации МКА «АИСТ» в учебный процесс СГАУ.

При этом для МКА «АИСТ» были поставлены следующие задачи:

- разработка унифицированной малогабаритной космической платформы массой до 100 кг для проведения длительных (до трёх лет) научных исследований, технологических экспериментов и реализации образовательных программ;

- создание информационного канала связи в радиолобительских диапазонах частот с целью передачи информации учебного и научного характера из вузов Самарской области в российские и зарубежные вузы;

- мониторинг магнитного поля Земли и исследование проблем микрогравитации; реализация в течение длительного времени режимов компенсации низкочастотной составляющей микроускорений на борту аппарата до минимальной величины, не превышающей диапазона значений от  $10^{-5}g_0$  до  $10^{-7}g_0$  (научная аппаратура «МАГКОМ»);

- исследование поведения высокоскоростных механических частиц естественного и искусственного происхождения, взаимодействующих с поверхностью ионизационного датчика и оценка их параметров – массы и скорости; периодическое измерение пространственного положения Солнца относительно связанных координат МКА с последующей оценкой возможных потоков заряженных частиц на его поверхность;

- исследование уровня электризации аппарата и динамики изменения по-

верхностного заряда (научная аппаратура «МЕТЕОР»);

- экспериментальная отработка в космосе перспективных типов батарей фотоэлектрических (БФ) из арсенида галлия (GaAs), созданных с использованием нанотехнологий;

- отработка технологии попутного выведения малого космического аппарата на рабочую орбиту с помощью тяжёлого исследовательского КА-носителя.

- отработка технологий производства маломассогабаритных негерметичных КА с глубоководнокомплексированной бортовой аппаратурой.

Реализация перечисленных выше задач привела к разработке МКА «АИСТ», внешний облик и технические характеристики которых приведены в работах [1,2].

## **2. Общие положения телеметрических измерений МКА «АИСТ»**

Настоящая работа посвящена телеметрическому контролю бортовой аппаратуры МКА, которая осуществляется командно-управляющей навигационной системой ДОКА-Б276, обеспечивающей в части телеметрического контроля сбор телеметрической информации от бортовых устройств обеспечивающей и научной аппаратуры по информационным стыкам в виде последовательности кадров.

Телеметрическая информация аппаратов делится:

- на сборную (TMS), содержащую основные параметры, характеризующие состояние МКА;

- накопительную (TMN), содержащую последовательность кадров сборной телеметрии;

- телеметрию замеров (TMZ), содержащую результаты измерений различных величин, характеризующих состояние МКА и отдельных блоков, которые проводятся бортовым центральным контроллером телеметрии (БЦКТ);

- ТМ «МАГКОМ» (TmMag) – целевую информацию и данные, полученные в

результате работы научной аппаратуры (НА);

- НАП (NAP) – навигационные данные, получаемые в результате работы навигационной аппаратуры пользователя (НАП) по прямому запросу;

- НАП-ГБВ (NAP-GBV) – навигационные данные, полученные в результате работы НАП по запросу генератора бортового времени;

- телеметрию контроля питания и телеметрии (КПТ), которая делится на основную (ТмКРТ1, ТмКРТ2) и дополнительную (ТmdКРТ1, ТmdКРТ2) и содержит данные о текущем энергопотреблении систем и коммутации потребителей.

Передача ТМИ на наземную систему командно-телеметрического взаимодействия (НСКТВ) производится путём выдачи команд. ТМИ запрашивается и передается на НСКТВ секторами. Сохранение основной и дополнительной ТМИ КПТ осуществляется в единой области оперативного запоминающего устройства (ОЗУ).

Телеметрические накопители ТМ-информации «кольцевые». Место текущей записи индицируется указателем накопителя, который входит в состав сборной ТМИ. Так как накопители ТМИ кольцевые, то возможна ситуация, когда весь накопитель будет заполнен. При этом новая ТМИ записывается в накопитель поверх ранее записанной ТМИ.

Периодичность опроса телеметрических датчиков с запоминанием полученных результатов может принимать значения 1, 3, 5, 10, 60 с и 3, 10 мин и изменяется по командам с НСКТВ.

ТМИ сохраняется в отдельных областях ОЗУ, откуда может быть считана и передана на НСКТВ по командам. Одна команда передает на НСКТВ один сектор ОЗУ.

ТМИ передается в НСКТВ кадрами. Состав ТМ-кадров различен в зависимости от вида накопленной и передаваемой ТМИ. Структура ТМ-кадров, передаваемых с борта МКА на НСКТВ, имеет внутреннее значение системы КУНС и пред-

ставляет собой последовательность определённого количества байт с заголовком в начале блока и с контрольной суммой в конце.

На Земле ТМ-кадры декодируются НСКТВ в процессе приёма, и телеметрическая информация отображается оператору (кроме ТМИ НА, которая обрабатывается отдельно).

Сохранение информации после приёма производится в файловой системе компьютера в нескольких форматах: бинарном, защитном, текстовом, табличном.

ТМИ является базой оценки работоспособности МКА и выполнения им заданной программы работы. При этом решаются следующие задачи:

- выявление признаков, характеризующих нештатную работу МКА;

- оценка выполнения МКА заданной программы работы;

- оценка правильности функционирования бортовой аппаратуры МКА;

- идентификация предусмотренных отказов, неисправностей бортовой аппаратуры (БА), систем агрегатов;

- учет параметров в журнале учёта технического состояния МКА.

Источниками информации для проведения оценки МКА являются:

- данные о результатах запуска КА-носителя и отделения МКА;

- результаты проведения сеансов связи (СС);

- результаты обработки телеметрической информации, передаваемой КУНС.

Оценка ТМИ проводится в два этапа:

1) оперативно (в темпе поступления информации на средства отображения в СС) с целью выявления отклонений от штатной работы и оценки выполнения МКА заданной программы работы;

2) углублённо, в целях оценки правильности функционирования и нахождения ТМ-параметров в допустимых пределах.

В процессе работы аппаратов ведётся постоянный контроль:

- наличия (отсутствия) радиосвязи;

- отключения нагрузки (ОН);
- напряжения аккумуляторной батареи;
- общего токопотребления, токопотребления бортовой аппаратуры (БА), токов батареи фотоэлектрической;
- теплового режима МКА, БФ;
- работы системы терморегулирования (СТР);
- функционирования БА КУНС.

В результате анализа работы КУНС решаются задачи:

- оценка работоспособности радиоканала по приёму управляющей информации на борт МКА, выдаче её потребителю и передаче с борта ТМ-информации;
- оценка обеспечения электропитанием БА функционально входящей в КУНС батареями фотоэлектрической;
- оценка приёма, хранения и передачи в наземный комплекс управления информации от НА;
- оценка правильности управления СТР;
- оценка накопления ТМИ;
- оценка проведения навигационных измерений по глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС) ГЛОНАС, GPS и выдача потребителям навигационной информации.

Источниками информации являются результаты проведения СС и результаты обработки ТМИ.

При отсутствии отклонений от норм параметров, характеризующих работу КУНС, делается заключение о её нормальном функционировании.

### **3. Лётные испытания и эксплуатация МКА «Аист»**

21.04.2013 г. первый МКА «АИСТ» успешно отстыковался от КА «Бион-М» и перешёл на собственную орбиту. 22.04.2013 г. была получена первая телеметрическая информация, свидетельствующая о штатной работе всех бортовых систем аппарата. 23.04.2013 г. был осуществлён переход на собственные навигационные измерения МКА. 25.04.2013 г. на борту МКА «АИСТ»

начала работу научная аппаратура «МАГКОМ» и «МЕТЕОР». 30.03.2014 г. были завершены лётные испытания ОО МКА «АИСТ», ведётся его штатная эксплуатация.

Управление МКА «АИСТ» осуществляется из аккредитованного Центром сертификации космической техники Роскосмоса зала управления МКА, Центра приёма и обработки информации (ЦПОИ) «Самара» АО «РКЦ «Прогресс» сотрудниками центра, аспирантами и студентами СГАУ. С 01.08.2015 г. управление аппаратами передано созданному в СГАУ наземному комплексу управления (НКУ) МКА «АИСТ».

В сутки с обоими аппаратами проводится 5-7 сеансов связи длительностью от 32 до 640 с, в ходе которых получают данные телеметрических измерений (файл ТМИ содержит 1440 измерений 126 параметров) обеспечивающих систем, регистрируются массивы данных научной аппаратуры.

До 30.04.2015 г. ЛО МКА «АИСТ» совершил 11129 витков вокруг Земли и с ним проведено 5166 сеансов связи; ОО МКА «АИСТ» совершил 7256 витков и с ним проведено 2543 сеанса связи. ТМИ, полученные ЦПОИ «Самара», обработаны РКЦ и научно-образовательным комплексом МКА СГАУ, аспирантами и сотрудниками институтов «Космическое приборостроение» и «Космическое машиностроение» СГАУ.

### **4. ТМИ космической платформы МКА «АИСТ»**

Малый космический аппарат «АИСТ» включает в свой состав космическую платформу и комплект научной аппаратуры.

Космическая платформа содержит:

- командно-управляющую навигационную систему (КУНС), имеющую в своём составе аккумуляторную батарею (АБ);
- батарею фотоэлектрическую;
- систему обеспечения теплового режима;

- конструкцию и бортовую кабельную сеть.

В состав научной аппаратуры входят:

- научная аппаратура «МАГКОМ» – для компенсации микроускорений на борту МКА;

- научная аппаратура «МЕТЕОР» – для регистрации космических частиц естественного и искусственного происхождения.

КУНС имеет следующий состав технических средств:

- микропроцессорный контроллер обработки информации управления и контроля;

- таймер-календарь бортового времени;

- аналого-цифровой преобразователь;

- средства телеметрического контроля;

- микропроцессорные контроллеры обработки сигналов радиоканалов (2 шт.);

- микропроцессорные контроллеры формирования сигналов модуляции радиоканалов (2 шт.);

- навигационный приёмник;

- радиоприёмные устройства связи диапазона 145 МГц;

- радиопередающие устройства связи диапазона 435 МГц;

- антенно-фидерные устройства диапазонов 145 и 435 МГц;

- средства электроснабжения и автоматики МКА, в том числе АБ;

- средства управления СОТР МКА, в том числе термодатчики;

- средства управления и контроля пиросредствами и подвижными элементами конструкции;

- антенный блок НАП.

КУНС может функционировать в следующих режимах:

- автономного функционирования;

- дежурный;

- сеансный;

- работы НАП;

- аварийной работы.

Одновременно КУНС может работать только в одном режиме.

Телеметрические измерения осуществляются внутрисистемными средствами КУНС (напряжения, токи в элементах системы электропитания) а также с использованием комплекта датчиковой аппаратуры в СОТР.

Рассмотрим последовательно данные ТМИ бортовых систем и научной аппаратуры МКА.

**Работа командно-управляющей навигационной системы.** Состав технических средств КУНС свидетельствует о её многофункциональности и важности как центрального звена космической платформы. Полученные в ходе сеансов связи квитанции показывают, что применённая на МКА «АИСТ» КУНС является достаточно надёжной системой его жизнеобеспечения. Так, штатная устойчивая работа системы ЛО МКА «АИСТ» продолжалась 14 месяцев с момента отделения аппарата от базового КА до 27 июня 2014 г., когда после прохождения над ядром Бразильской магнитной аномалии МКА, выполнивший программу лётных испытаний, перестал воспринимать команды включения научной аппаратуры, и телеметрия в настоящее время отражает работоспособность только собственных компонентов КУНС. Система связи функционирует штатно. КУНС ОО МКА «АИСТ» в течение 17 месяцев функционирует без замечаний, его эксплуатация успешно продолжается. Ведётся накопление информации аппаратуры НАП, сравнение её данных с данными системы NARAD. За время пребывания ЛО МКА «АИСТ» на орбите её высота снизилась на 30 км.

**Работа системы электропитания (СЭП).** СЭП включает в свой состав никель-металлгидридную аккумуляторную батарею (АБ), батарею фотоэлектрическую (арсенид галлия) и систему распределения электропитания КУНС. Телеметрические измерения (рис.1) показывают, что система отслеживает движение МКА по орбите в части его нахождения в освещё-

щённой и теневой зонах, устойчиво поддерживается номинальное напряжение в сети, отсутствует заметное падение напряжения при подключении аппаратуры НАП и научной аппаратуры (НА). Анализ телеметрии СЭП за период работы на орбите обоих МКА привёл к выводу, что после годичной эксплуатации СЭП включение НА на период до 6 часов непрерывной работы приводит к падению напряжения в сети до минимально допустимого уровня (11В). Для полного восстановления заряда аккумулятора необходимо не менее суток (при сохранении работоспособности всех систем КУНС в штатном режиме).

Опыт эксплуатации МКА «АИСТ» привёл к ряду существенных изменений в построении СЭП МКА «АИСТ-2Д», а именно:

- применение литий-ионных аккумуляторов;
- применение схемы зарядки аккумуляторов, обеспечивающей её прекращение при достижении заданного максимума ёмкости;
- применение системы БАКУР, обеспечивающей оптимальное распределение питания между потребителями с учётом возможности оперативной перестройки порядка и времени их включения.

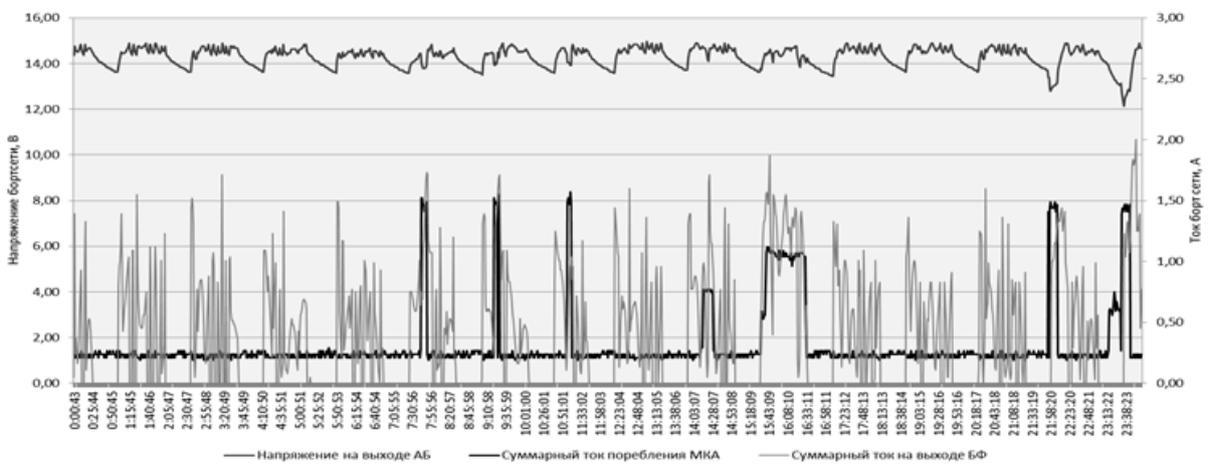


Рис. 1. ТМИ системы электропитания МКА, 05.05.2015 г.

**Работа системы обеспечения теплового режима (СОТР).** На МКА типа «АИСТ» применена пассивная система обеспечения теплового режима, базирующаяся на использовании тепловых труб, размещённых в сотовых панелях на гранях аппарата, термоплат для установки БА, плёночных нагревателей (ПЭН). Сброс тепла ведётся через грани корпуса МКА, управление тепловым балансом осуществляет КУНС в автоматическом режиме. Температурные датчики – как управляющие, так и измерительные (48 шт.) – размещены как на термоплатах установки БА, так и на сотовых панелях в непосредственной близости к элементам БФ. Образец размещения датчиков на одной из панелей МКА представлен на рис. 2.

Образец обработанной телеметрической информации о работе СОТР пред-

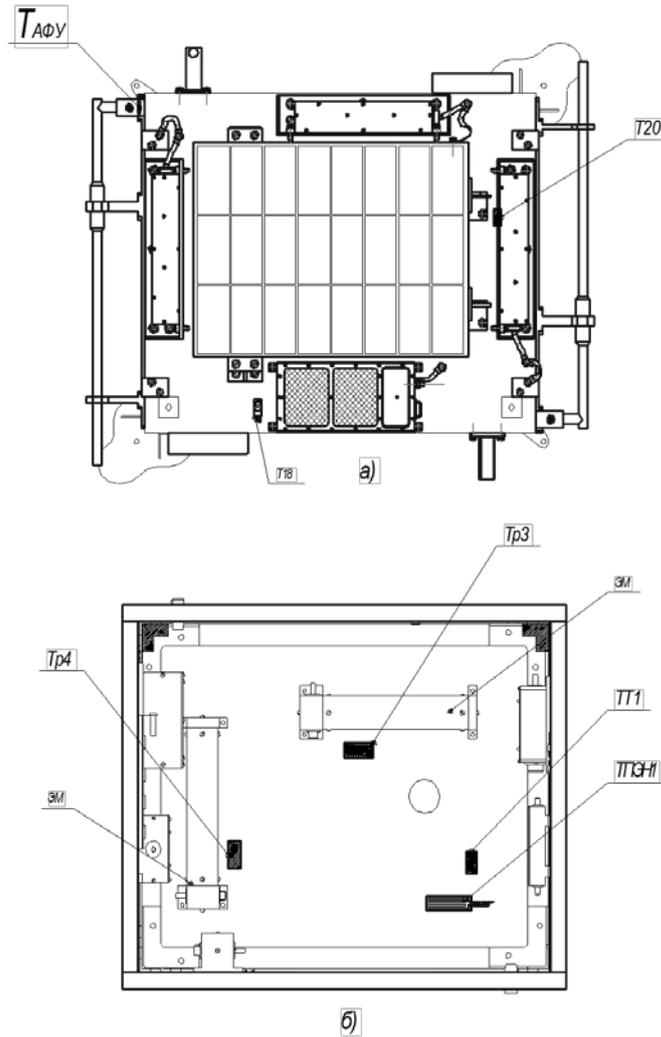
ставлен на рис.3. В течение всего периода эксплуатации аппаратов велась обработка данных СОТР и строились графики среднесуточных температурных показаний БФ на гранях МКА, а также АБ, БЦКТ, НАП, КПТ, НА (рис.4).

Анализ проведённых ТМИ привёл к следующим предварительным, поскольку полёт МКА продолжается, выводам:

- бортовая аппаратура обоих МКА в периоды полёта без теневых участков работает при повышенных (>60°С) температурах, что является признаком недостаточности отвода тепла (плёночные нагреватели не включались в течение всего полёта МКА);
- разброс температур на гранях зависит от вектора вращения и скорости закрутки МКА;

- по мере эксплуатации МКА температура его поверхности на солнечных участках повышается, что свидетельствует о снижении эффективности отвода теп-

ла за счет снижения отражающей способности участков конструкции, предназначенных для этой цели.



а) вид снаружи МКА  
б) вид изнутри МКА

Рис. 2. Схема расположения температурных датчиков на панели «+X»

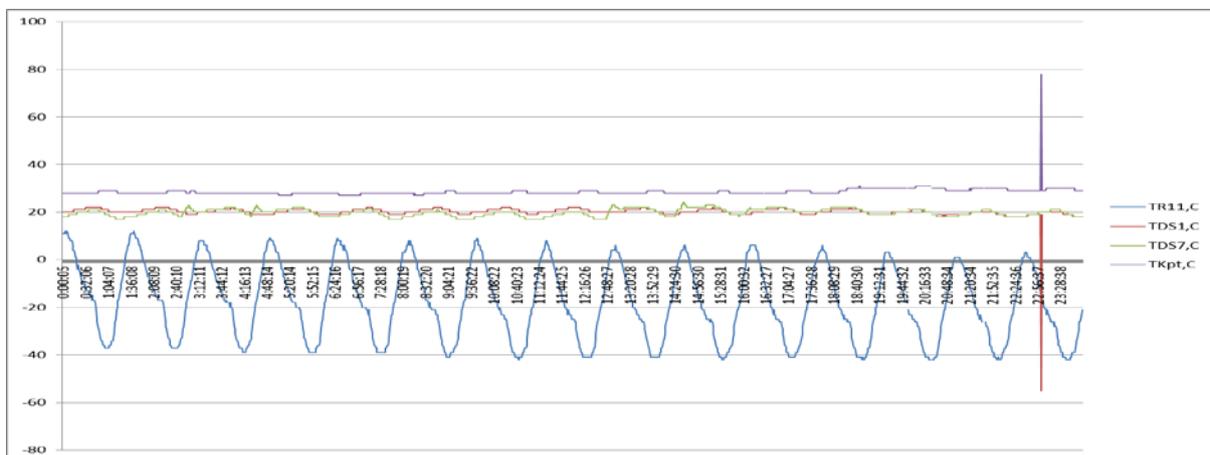


Рис. 3. ТМИ температур АБ, БРК, Крт МКА, 26.09.2014 г.

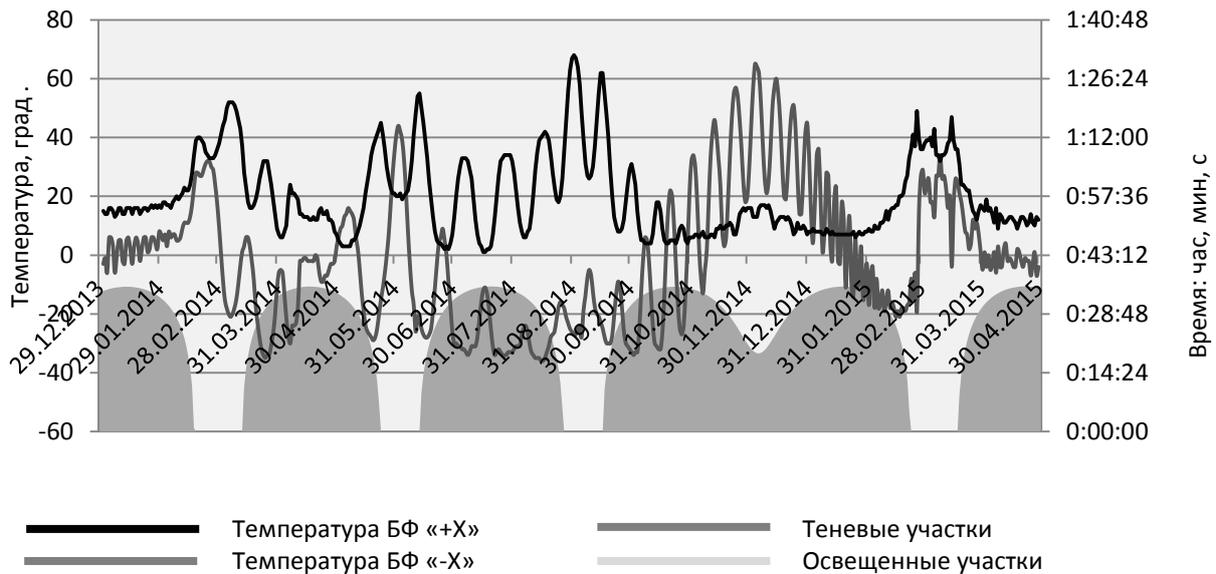


Рис. 4. График средних суточных температурных показаний БФ ОО МКА «АИСТ» за период 29.12.2013-01.05.2015 гг.

**Работа научной аппаратуры.** В состав научной аппаратуры «МАГКОМ» входит блок электроники (БЭ), два трёхкомпонентных магнитометра (ДМ №1, ДМ №2), блок управления электромагнитами (БУЭМ), три ортогонально расположенных электромагнита (ЭМ-Х, ЭМ-У, ЭМ-З).

НА функционирует в следующих режимах: 1 – информационный обмен; 2 – измерения вектора магнитного поля; 3 – компенсация микроускорений аппаратурой «МАГКОМ» (РКМ); 4 – работа аппаратуры «МЕТЕОР» (МР); 5 – совместная работа НА (РКМ+МР); 6 – резервный режим (загрузка режима доступна с Земли в полёте МКА).

Измерения индукции магнитного поля Земли с интервалом 6 с проводятся посредством двух трёхкомпонентных магнитометров. На рис. 5 в качестве иллюстрации работоспособности МКА в части изучения магнитного поля Земли приведены данные измерений, произведённых магнитометрами 16.05.2013 г. с 20 ч 25 мин. 9 с до 23 ч 59 мин. 34 с. Всего каждым магнитометром проведено 2100 измерений.

Температурные датчики в магнитометрах необходимы для определения их рабочей температуры с целью обеспече-

ния, в случаях превышения заданного уровня температуры, возможности отключения магнитометров и перевода их в режим ожидания. Зависимость угловой скорости МКА от времени в режиме компенсации микроускорений представлена на рис. 6. На рис. 7 показан график изменения модуля вектора магнитного поля в режиме компенсации микроускорений. Реконструкция неуправляемого вращательного движения малого спутника «АИСТ» рассмотрена в [3].

Регистрация процесса электризации МКА с помощью НА «МЕТЕОР» представлена на рис. 8.

Постоянному контролю подвергается температура БА, солнечных батарей, антенно-фидерных устройств и датчиков научной аппаратуры. Для дальнейшего сравнения с данными наземных тепловакуумных испытаний накапливается информация о тепловом балансе обоих аппаратов с учётом существенной разницы в параметрах их орбит.

По реальным данным измерений магнитного поля Земли ведётся отладка алгоритмов магнитной системы ориентации МКА, постоянно анализируются показания НА «МЕТЕОР». Зарегистрировано около 20 соударений высокоскоростных микрочастиц с МКА «АИСТ».

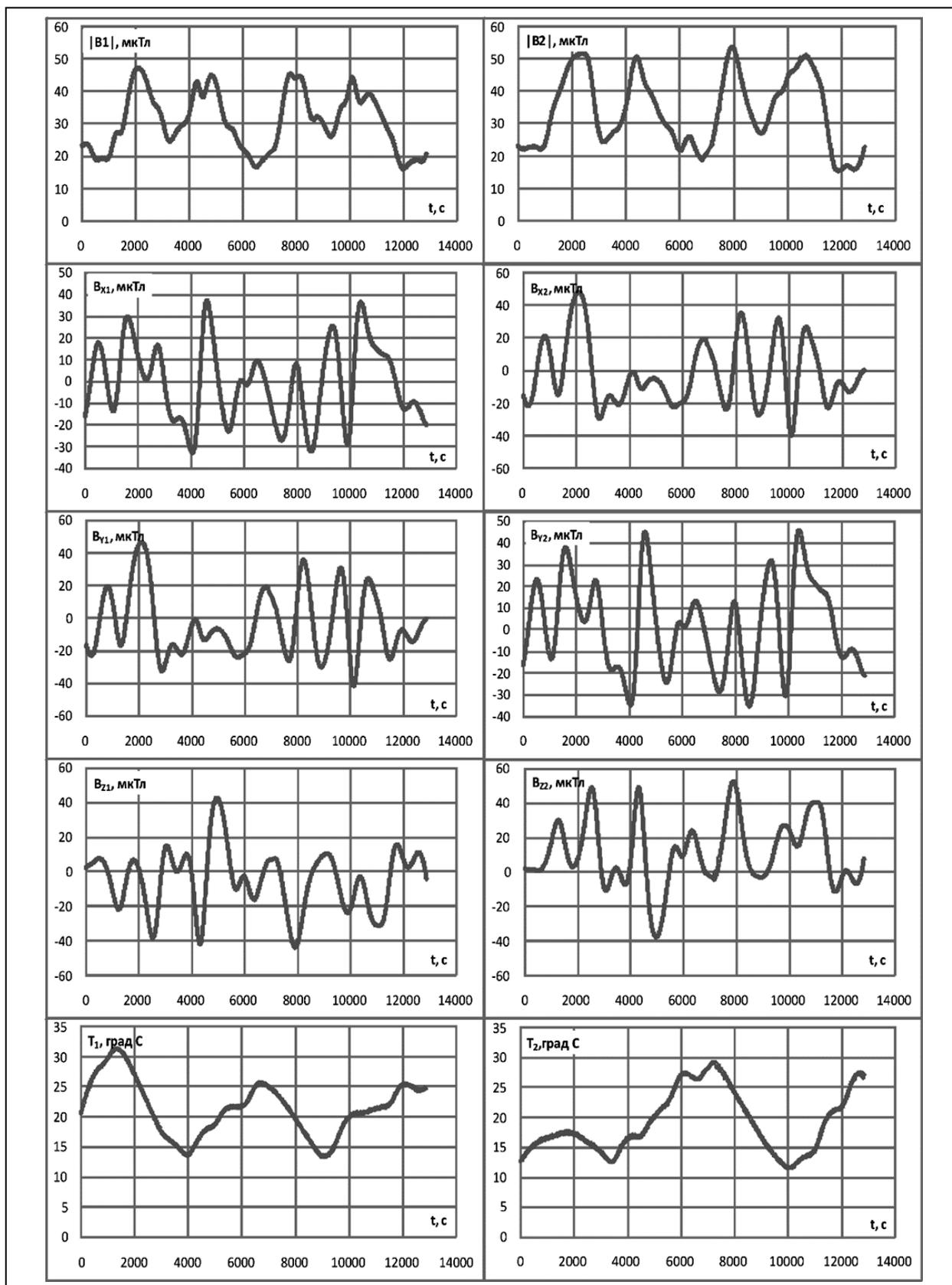


Рис. 5. Данные измерения магнитного поля и температуры

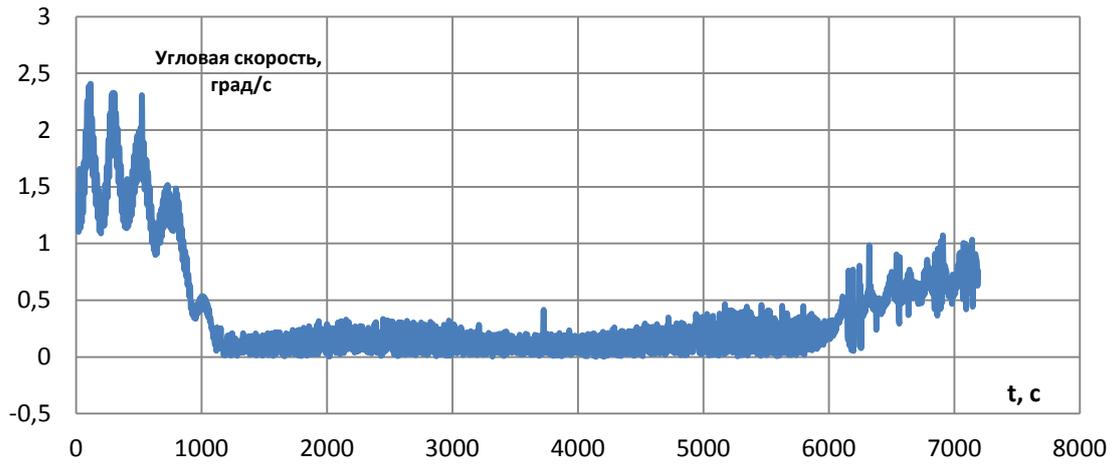


Рис. 6. Зависимость угловой скорости МКА от времени в режиме компенсации микроускорений

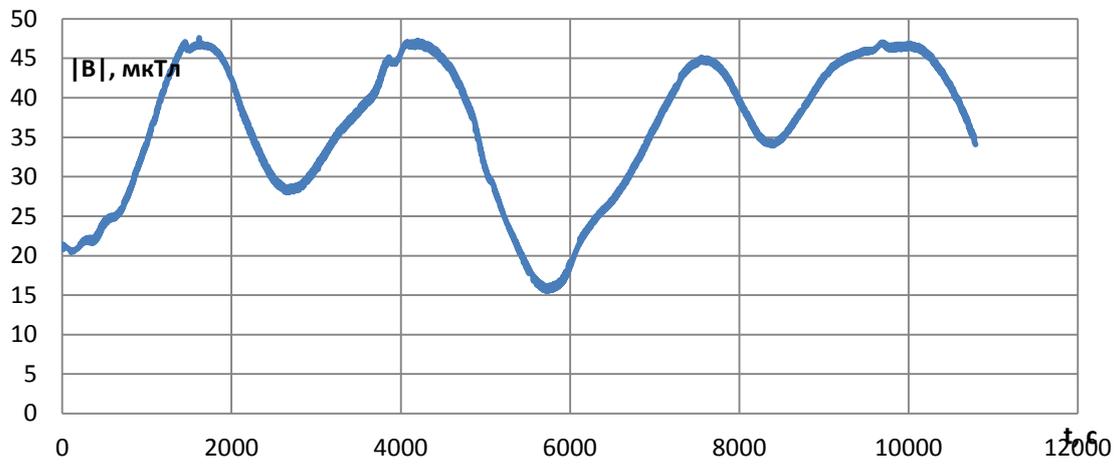


Рис. 7. Модуль вектора магнитного поля в режиме компенсации микроускорений

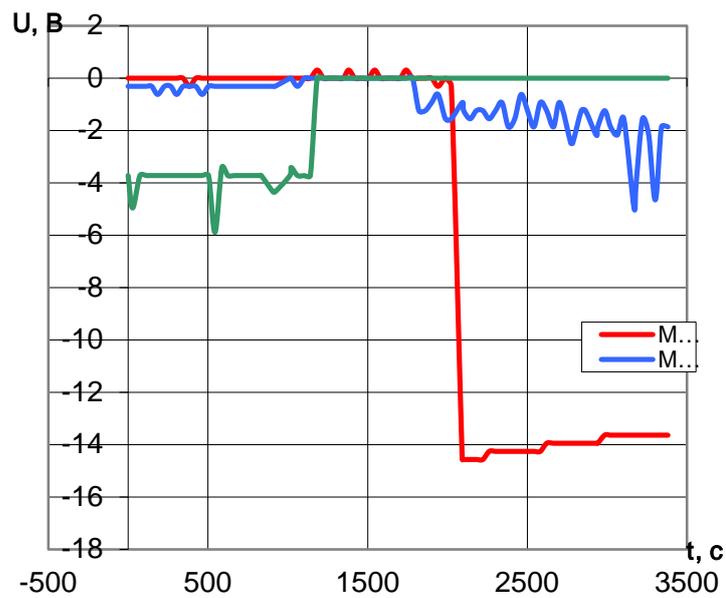


Рис. 8. Регистрация процесса электризации МКА «АИСТ»

### Заключение

Разработка, вывод на орбиту и эксплуатация двух МКА способствовали созданию ряда технологий в области проектирования, изготовления и испытаний маломассогабаритных космических аппаратов. Успешно прошла лётные испытания космическая платформа массой до 50 кг, обеспечивающая работу на орбите высотой до 650 км комплекса научно-технологической аппаратуры, предназначенной для изучения космического пространства, а также испытаний новых технологических процессов. Создан наземный комплекс управления, позволяющий эксплуатировать МКА, а также решать задачи подготовки высококвалифицированных специалистов.

Проведённые на орбите эксперименты показывают, что аппаратура «МАГКОМ» позволяет уменьшить угловые скорости МКА массой в 38 кг с 2,5 до 0,2 град/с менее чем за 20 минут, и такой уровень угловой скорости можно поддерживать в течение всего срока его активного существования. Научная аппаратура «МЕТЕОР» способна регистрировать микрометеороиды в околоземном космическом пространстве с регистрацией направления их движения и обеспечивает возможность адаптивной обработки сигналов с многофункциональных датчиков.

Оба МКА обеспечивают накопление телеметрической и научной информации.

В планах научно-образовательного комплекса МКА СГАУ предусмотрена разработка на базе космической платформы типа «АИСТ» малых космических аппаратов для:

- отработки алгоритмов управления МКА, оснащённого двигательной установкой малой тяги на базе электрореактивных двигателей типа СПД-60;

- отработки в натурных условиях космического пространства и сертификации электрорадиоизделий по программе импортозамещения;

- отработки новых наноматериалов для радио-теплоотражающих и поглощающих покрытий;

- отработки элементов тросовых технологий;

- отработки узлов, агрегатов, алгоритмов систем управления движением.

В реализации проекта с 2006 года приняли участие более 100 студентов. В разные годы по теме создания научно-образовательных МКА было защищено более 50 дипломных проектов, подготовлено более 20 выпускных работ бакалавров, защищено 9 магистерских и 5 кандидатских диссертаций.

### Библиографический список

1. Kirilin A., Shakhmatov E., Soifer V., Akhmetov R., Tkachenko S., Prokofev A., Salmin V., Stratilatov N., Semkin N., Abrashkin V., Tkachenko I., Safronov S., Zheleznov Y. Small Satellites «AIST» Constellation - Design, Construction and Program of Scientific and Technological Experiments // *Procedia Engineering*. 2015. V. 104. P. 43-49.  
doi: 10.1016/j.proeng.2015.04.095

2. Ткаченко С.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Куренков В.И., Абрашкин В.И., Прохоров А.Г., Ткаченко И.С., Петрухина К.В. Проектный облик и основные характеристики малого космического ап-

парата СГАУ – ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2010. № 2(22). С. 154-165.

3. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю. Реконструкция неуправляемого вращательного движения малого спутника «АИСТ» // Тезисы докладов третьей международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. С. 177-180.

## Информация об авторах

**Кирилин Александр Николаевич**, доктор технических наук, профессор, генеральный директор АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Область научных интересов: проектирование, производство, экспериментальная отработка, эксплуатация ракетно-космических комплексов.

**Ткаченко Сергей Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sitkach@mail.ru](mailto:sitkach@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, производство, экспериментальная отработка, эксплуатация малых космических аппаратов.

**Салмин Вадим Викторович**, доктор технических наук, профессор, директор института космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru). Область научных интересов: проектирование малых космических аппаратов, динамика полёта с малой тягой, оптимизация сложных технических систем.

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор, директор института космического приборостроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ikp@ssau.ru](mailto:ikp@ssau.ru). Область научных интересов: проектирование и создание научной аппаратуры для малых космических аппаратов.

**Папков Александр Павлович**, кандидат технических наук, главный конструктор ООО «НИЛАКТ ДОСААФ», г. Калуга. Область научных интересов: проектирование и создание бортовой командно-управляющей радиоаппаратуры для малых космических аппаратов и наземных комплексов управления.

**Абрашкин Валерий Иванович**, кандидат технических наук, начальник отдела АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов научного назначения.

**Ткаченко Иван Сергеевич**, кандидат технических наук, ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [innovatore@mail.ru](mailto:innovatore@mail.ru). Область научных интересов: проектирование малых космических аппаратов, системный анализ и управление.

**Железнов Юрий Евгеньевич**, кандидат технических наук, начальник центра приёма и обработки информации «Самара» АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [mail@tspoi.com](mailto:mail@tspoi.com). Область научных интересов: управление космическими аппаратами; приём, сбор, обработка и хранение информации дистанционного зондирования Земли.

**Галаева Екатерина Юрьевна**, инженер-конструктор, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Область научных интересов: приём, сбор, обработка и хранение телеметрической информации с космических аппаратов.

## FLIGHT DEVELOPMENT TESTS AND ATTEMPTED OPERATION OF «AIST» SMALL SATELLITES

© 2015 A. N. Kirilin<sup>1</sup>, S. I. Tkachenko<sup>2</sup>, V. V. Salmin<sup>2</sup>, N. D. Semkin<sup>2</sup>, A. P. Papkov<sup>3</sup>, V. I. Abrashkin<sup>1</sup>, I. S. Tkachenko<sup>2</sup>, Yu. E. Zheleznov<sup>1</sup>, E. Yu. Galaeva<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>3</sup>Joint Stock Company «NILAKT DOSAAF», Kaluga, Russian Federation

Small satellites «AIST» is a joint project of Samara State Aerospace University and Space Rocket Centre «Progress» (till 01.07.2014 – State research and production space-rocket center «TsSKB-Progress») with the support of the Government of the Samara region. The paper presents the results of flight development tests and operation of small satellites designed for scientific and educational purposes. Telemetric information on the operability of the small satellites' support systems and the data of the scientific equipment obtained from the orbit is analyzed. Possibilities of further use of «AIST» small satellites for scientific and educational purposes are considered.

*Small satellites, flight development tests, scientific equipment, orbit, ground control facilities, telemetric information.*

### References

- 1 Kirilin A., Shakhmatov E., Soifer V., Akhmetov R., Tkachenko S., Prokofev A., Salmin V., Stratilatov N., Semkin N., Abrashkin V., Tkachenko I., Safronov S., Zheleznov Y. Small Satellites «AIST» Constellation - Design, Construction and Program of Scientific and Technological Experiments. *Procedia Engineering*. 2015. V. 104. P. 43–49. doi: 10.1016/j.proeng.2015.04.095
- 2 Tkachenko S.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Kurenkov V.I., Abrashkin V.I., Prokhorov A.G., Tkachenko I.S., Petrukhina K.V. The design shape and basic performances of small satellite of SSAU and SRP SRC «TSSKB-Progress». *Vestnik of Samara State Aerospace University*. 2010. No. 2 (22). P. 154-165. (In Russ.)
- 3 Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov A.V., Puzin Yu.Ya., Sazonov V.V., Semkin N.D., Filippov A.S., Chebukov S.Yu. Reconstruction of an uncontrollable rotary motion of the small satellite «AIST». *Abstracts of the Third International Conference «Scientific and Technological Experiments on Automated Space Vehicles and Small Satellites»*. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2014. P. 177-180.

### About the authors

**Kirilin Alexander Nikolaevich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, General Director of JSC «Space-Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Area of Research: design, production, experimental development, operation of space-rocket complexes.

**Tkachenko Sergey Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [sitkach@mail.ru](mailto:sitkach@mail.ru). Area of Research: design,

production, experimental development, operation of small spacecraft.

**Salmin Vadim Viktorovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Institute of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru). Area of Research: design of small spacecraft, low-thrust flight dynamics, optimization of complex technical systems.

**Semkin Nikolay Danilovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Institute of Space Device Engineering,

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [ikp@ssau.ru](mailto:ikp@ssau.ru). Area of Research: design and production of scientific equipment for small spacecraft.

**Papkov Alexander Pavlovich**, Candidate of Science (Engineering), Chief Designer of JSC «NILAKT DOSAAF», Moscow, Russian Federation. Area of Research: design and production of onboard command and control radio equipment for small spacecraft and ground control complexes.

**Abrashkin Valery Ivanovich**, Candidate of Science (Engineering), Head of Department, JSC «Space-Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Area of Research: design of spacecraft for scientific purposes.

**Tkachenko Ivan Sergeyeovich**, Candidate of Science (Engineering), assistant of the Department of Space Engineering, Sama-

ra State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [innovatore@mail.ru](mailto:innovatore@mail.ru). Area of Research: design of small spacecraft, system analysis and control.

**Zheleznov Yury Evgenyevich**, Candidate of Science (Engineering), Head of the Data Receiving and Processing Center «Samara», JSC «Space-Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [mail@tspoi.com](mailto:mail@tspoi.com). Area of Research: spacecraft control, reception, acquisition, processing and storage of information of Earth remote sensing.

**Galayeva Ekaterina Yurievna**, design engineer, JSC «Space-Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru). Area of Research: reception, acquisition, processing and storage of telemetric information from spacecraft.

УДК 629.78

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ПОВОРОТОВ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2» НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА МИНИМУМА УПРАВЛЕНИЯ

© 2015 В. Ф. Петрищев, М. Г. Шипов

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

Исследована эффективность применения принципа минимума управления в решении задачи синтеза системы управления пространственным поворотом космического аппарата на произвольно заданные углы до  $180^\circ$ . Тензор инерции аппарата имеет вид диагональной матрицы. В качестве исполнительных органов системы управления движением вокруг центра масс используются двигатели-маховики, роторы которых параллельны главным центральным осям инерции аппарата. Управляющий момент, развиваемый каждым двигателем-маховиком, пропорционален угловому ускорению его ротора. В качестве показателя оптимальности пространственного поворота приняты энергозатраты на управление, пропорциональные сумме модулей угловых ускорений роторов двигателей-маховиков. Для моделирования невозмущённого движения аппарата вокруг центра масс динамические уравнения Эйлера приведены к рекуррентным соотношениям в конечных разностях. Для использования принципа минимума управления, обеспечивающего минимизацию расхода ресурсов на управление, введена вспомогательная динамическая система, параметры которой выбраны исходя из решения поставленной задачи. Проведено математическое моделирование системы управления пространственным поворотом аппарата на примере малого космического аппарата «Аист-2». Результаты математического моделирования подтвердили эффективность предложенного принципа. По сравнению с традиционным методом управления (разгон, движение с постоянной угловой скоростью, торможение) получена двукратная экономия электроэнергии.

*Малый космический аппарат, система управления движением, двигатели-маховики, закон управления.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-72-79

### Введение

Решается задача приведения малого космического аппарата (МКА) из произвольного положения в начало координат. Управление угловым движением МКА осуществляется в процессе орбитального полёта для решения целевых задач: движение по заранее заданной траектории для проведения съёмки земной поверхности или стабилизация с целью поддержания энергобаланса. Выбор оптимальных законов управления при пространственном повороте становится актуальным при разработке МКА, для которых критическими являются такие параметры как масса, скорость углового движения и энергетические затраты. В работе [1] представлен краткий обзор посвящённых данной проблеме работ. До настоящего времени на основе принципа максимума аналитически решены лишь задача плоского дви-

жения (поворот вокруг одной из инерциальных осей) аппарата и задача движения тела, схожего по инерционным характеристикам со сферически симметричным телом, что редко встречается на практике при управлении угловым движением КА. Известен также подход к решению задачи синтеза оптимального управления с обратной связью, предложенный в [2]. Это, по сути, численный метод, и для своей реализации он требует больших объёмов памяти и быстродействия бортовой вычислительной системы (БВС). Поэтому при больших размерностях задачи он не может быть применён.

Ставится и решается задача определения оптимального закона управления пространственным движением «несферичного» МКА на произвольно заданные углы до  $180^\circ$ . За основу выбран метод, основанный на принципе минимума управления [3]. Данный метод применим к за-

дачам, определённым в произвольно заданном  $n$ -мерном пространстве. При постановке задачи вводятся дополнительные параметры исходя из характеристик проектируемого аппарата.

**Уравнения  
углового движения МКА**

Угловое движение МКА, определяемое связанным с ним базисом – связанной системы координат (ССК), относительно опорного инерциального базиса OXYZ описывается векторным дифференциальным уравнением второго порядка невозмущённого движения твёрдого тела вокруг центра масс [4]:

$$J \frac{d\bar{\omega}}{dt} + \bar{\omega} \times (J\bar{\omega} + \sum_{j=1}^3 J_{Dj} \omega_{Dj}) - \sum_{j=1}^3 J_{Dj} \frac{d\omega_{Dj}}{dt} = 0. \quad (1)$$

Здесь  $\bar{\omega} = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}^T$  – вектор абсолютной угловой скорости движения МКА в проекциях на его связанные оси;

$J = \begin{pmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{pmatrix}$  – тензор инерции МКА;

$J_{Dj}$  – момент инерции  $j$ -го двигателя-маховика (ДМ) в системе из трёх ДМ;

$\omega_{Dj}$  – угловая скорость вращения ротора  $j$ -го ДМ.

Уравнение (1) может быть представлено в виде системы шести дифференциальных уравнений первого порядка:

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_x = \omega_x, \\ \dot{\varphi}_y = \omega_y, \\ \dot{\varphi}_z = \omega_z, \\ \dot{\omega}_x = -\frac{1}{J_1}(\omega_y \omega_z (J_3 - J_2) + \omega_y J_{D_3} \omega_{D_3} - \omega_z J_{D_2} \omega_{D_2}) + \frac{1}{J_1} J_{D_1} \varepsilon_{D_1}, \\ \dot{\omega}_y = -\frac{1}{J_2}(\omega_x \omega_z (J_1 - J_3) + \omega_x J_{D_1} \omega_{D_1} - \omega_x J_{D_3} \omega_{D_3}) + \frac{1}{J_2} J_{D_2} \varepsilon_{D_2}, \\ \dot{\omega}_z = -\frac{1}{J_3}(\omega_y \omega_x (J_2 - J_1) + \omega_x J_{D_2} \omega_{D_2} - \omega_y J_{D_1} \omega_{D_1}) + \frac{1}{J_3} J_{D_3} \varepsilon_{D_3}. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь  $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$  – углы отклонения осей ССК относительно соответствующих осей ИСК, точкой сверху обозначены производные от этих углов по времени (угловых скоростей).

Введём обозначения для углов и их производных по времени:

$$x_1 = \varphi_x, x_2 = \varphi_y, x_3 = \varphi_z, x_4 = \dot{\varphi}_x,$$

$$x_5 = \dot{\varphi}_y, x_6 = \dot{\varphi}_z$$

и угловых ускорений роторов ДМ:

$$u_1 = \varepsilon_{D_1}, u_2 = \varepsilon_{D_2}, u_3 = \varepsilon_{D_3}.$$

С учётом этих обозначений запишем систему (2) в линейной по состоянию и управлению форме:

$$\dot{X} = F \cdot X + G \cdot U, \quad (3)$$

где

$$\dot{X} = \frac{d}{dx} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix}, \quad U = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{J_{D_1}}{J_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_{D_2}}{J_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{D_3}}{J_3} \end{bmatrix};$$

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & f_{45} & f_{46} \\ 0 & 0 & 0 & f_{54} & 0 & f_{56} \\ 0 & 0 & 0 & f_{64} & f_{65} & 0 \end{bmatrix};$$

$$f_{45} = -\frac{J_3 - J_2}{2J_1} x_6 - \frac{K_{D3}}{J_1};$$

$$f_{46} = -\frac{J_3 - J_2}{2J_1} x_5 + \frac{K_{D2}}{J_1};$$

$$f_{54} = -\frac{J_1 - J_3}{2J_2} x_6 + \frac{K_{D3}}{J_2};$$

$$f_{56} = -\frac{J_1 - J_3}{2J_2} x_4 - \frac{D}{J_2};$$

$$f_{64} = -\frac{J_2 - J_1}{2J_3} x_5 - \frac{K_{D2}}{J_3};$$

$$f_{65} = -\frac{J_2 - J_1}{2J_3} x_6 + \frac{K_{D1}}{J_3};$$

$$K_{Dj} = J_j \omega_j, \quad j = 1, 2, 3.$$

Интегрируя (3) по формуле Коши [3] на интервале  $\Delta t = 0,1$  с от  $i$  до  $i+1$ , получим систему в разностной форме:

$$X_{i+1} = A_i \cdot X_i + B_i \cdot U_i, \quad (4)$$

где с точностью до членов второго порядка малости имеем

$$A_i = F \cdot \Delta t + E,$$

$$B_i = \int_t^{t+\Delta t} A_i(\tau) \cdot G d\tau,$$

$$A_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 & f_{45}\Delta t & f_{46}\Delta t \\ 0 & 0 & 0 & f_{54}\Delta t & 1 & f_{56}\Delta t \\ 0 & 0 & 0 & f_{64}\Delta t & f_{65}\Delta t & 1 \end{bmatrix};$$

$$B_i = \begin{bmatrix} \frac{J_{D1}}{2J_1} \Delta t^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_{D2}}{J_2} \Delta t^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{D3}}{J_3} \Delta t^2 \\ \frac{J_{D1}}{J_1} \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_{D2}}{J_2} \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{D3}}{J_3} \Delta t \end{bmatrix}.$$

К системе уравнений (4) добавляются три соотношения для учёта изменения кинетического момента двигателей-

маховиков на каждом шаге интегрирования  $\Delta t$ :

$$K_{Dj+1} = K_{Dj} + J \cdot \varepsilon_{Dj} \cdot \Delta t, \quad j = 1, 2, 3. \quad (5)$$

где  $\varepsilon_{Dj}$  – ускорение, сообщённое  $j$ -му ротору двигателей-маховиков.

Полученные соотношения (4) и (5) используются в программе математического моделирования задачи пространственного разворота космического аппарата.

В соответствии с принципом минимума управления закон управления с обратной связью записывается в виде

$$U_{i+1} = U_i + P_{i+1}(\tilde{X}_{i+1} - \xi_{i+1}), \quad (6)$$

где  $\tilde{X}_i = X_i + e_i$ ,  $X_i$  – истинное значение вектора состояния,  $e_i$  – вектор случайных погрешностей измерений компонентов вектора  $X_i$  типа дискретного белого шума с диагональной ковариационной матрицей шумов  $K_e$ . Диагональные элементы матрицы суть дисперсии погрешностей измерений элементов вектора состояния.

Оптимальное значение весовой матрицы  $P_i$  определяется соотношением:

$$P_{i+1} = -K_{U,i}(B_i - D_i)^T [A_i K_{X,i} A_i^T + C_i K_{\xi,i} C_i^T + (B_i - D_i) K_{U,i} (B_i - D_i)^T + K_e]^{-1}. \quad (7)$$

Выражение для ковариационной матрицы управления, уточнённое на текущем шаге с учётом полученного оптимального значения весовой матрицы на этом шаге, имеет вид:

$$K_{U,i+1} = [P_{i+1}(B_i - D_i) + E] K_{U,i}. \quad (8)$$

Для построения оптимального управления (6)-(8) в соответствии с принципом минимума управления используется вспомогательная система

$$\xi_{i+1} = C_i \cdot \xi_i + D_i \cdot U_i \quad (9)$$

той же размерности, что и заданная система (4). Вспомогательная система

управляется тем же вектором управления  $U_i$ , что и заданная система, её начальное значение  $\xi_0$  совпадает с начальным значением заданной системы  $X_0$ , матрица  $D_i = -B_i$ , а матрица  $C_i$  выбирается из условия обеспечения асимптотической устойчивости в целом невозмущённого движения вспомогательной системы.

Считаем известными начальное значение ковариационной матрицы управления  $K_{U,0}$ , а также значения ковариационных матриц состояний заданной и вспомогательной систем:

$$K_{X,i} = M(X_i \cdot X_i^T), \quad K_{\xi,i} = M(\xi_i \cdot \xi_i^T).$$

### Результаты математического моделирования оптимального пространственного поворота

Численное решение проводится на примере МКА «Аист-2», который обладает динамическими характеристиками, приведёнными в табл. 1, 2.

Случайные погрешности измерений чувствительных элементов представляют собой дискретный белый шум со среднеквадратичными отклонениями:

$\sigma_\omega = 7 \cdot 10^{-6}$  рад/с – по угловым скоростям;  
 $\sigma_{\varphi_x}, \sigma_{\varphi_y} = 1,5 \cdot 10^{-4}$  рад,  $\sigma_{\varphi_z} = 3,4 \cdot 10^{-5}$  рад – по углам.

$$X_0 = \xi_0 = \{-22^0; -15^0; -12^0; -0.0015^0 / c; 0.003^0 / c; -0.060165^0 / c\}^T.$$

Эти векторы содержат вектор эйлеровых углов отклонений осей ССК относительно осей ИСК и вектор абсолютной угловой скорости движения МКА в проекциях на его связанные оси в начальный момент времени. Начальные значения угловой скорости по каналам X, Y соответствуют погрешности системы стабилизации, а по каналу Z – орбитальной скорости стабилизации.

Начальные ускорения двигателей-маховиков выбраны нулевыми:  $U_0 = 0$ .

Матрица  $D_i$  выбирается из условия  $D_i = -B_i$ .

Ковариационные матрицы  $K_X, K_\xi$  приняты постоянными. Их значения и

Таблица 1. Моменты инерции МКА

Наименование (состояние МКА)	Осевые моменты инерции, кг·м <sup>2</sup>		
	J <sub>X</sub>	J <sub>Y</sub>	J <sub>Z</sub>
МКА на рабочей орбите, солнечные батареи раскрыты	175	200	285

Таблица 2. Характеристики двигателей-маховиков

Наименование параметра	Значение
Кинетический момент, Н·м·с	±18,9
Момент инерции ротора, кг·м <sup>2</sup>	0,03415
Максимальный управляющий момент, Н·м	0,2

Исходными данными для расчёта параметров углового движения МКА относительно заданного начала координат являются начальное угловое положение и начальная угловая скорость.

В качестве примера рассматривается поворот ССК МКА из развёрнутого относительно инерциальной системы координат (ИСК) положения в положение, в котором ССК совпадает с ИСК.

Зададим начальное состояние заданной (а также вспомогательной) системы управления поворотами:

начальное значение ковариационной функции  $K_{U,0}$  приняты диагональными и равными:

$$K_X = K_\xi = 0.001 \cdot E \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{\omega 1}^2, \text{ рад}^2 / c^2 \\ \sigma_{\omega 2}^2, \text{ рад}^2 / c^2 \\ \sigma_{\omega 3}^2, \text{ рад}^2 / c^2 \\ \sigma_{\varphi 1}^2, \text{ рад}^2 \\ \sigma_{\varphi 2}^2, \text{ рад}^2 \\ \sigma_{\varphi 3}^2, \text{ рад}^2 \end{bmatrix};$$

$$K_{U,0} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ рад} / c^2.$$

Элементы матрицы  $C_i$  вспомогательной системы выбраны из условия обеспечения асимптотической устойчиво-

сти в целом невозмущённого движения вспомогательной системы:

$$C_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ c1 & 0 & 0 & c2 & 0 & 0 \\ 0 & c1 & 0 & 0 & c2 & 0 \\ 0 & 0 & c1 & 0 & 0 & c2 \end{bmatrix}.$$

Здесь

$$c1 = -a_1 * (1 + a_2 * i);$$

$$c2 = 1 - a_2 * (1 + a_3 * i);$$

$$a_1 = 0.00002; a_2 = 0.005; a_3 = 0.000025.$$

Асимптотическая устойчивость в целом вспомогательной системы проверяется численным расчётом вспомогательной функции Ляпунова

$$\vartheta_{C,i} = (C_i \cdot \xi_i)^T \cdot (C_i \cdot \xi_i)$$

на траектории движения вспомогательной системы. При этом согласно теореме Ляпунова необходимым условием асимптотической устойчивости в целом является отрицательная определённость приращения функции Ляпунова на каждом шаге управления.

График изменения этой функции (рис. 1) представляет собою асимптотически убывающую функцию номера шага дискретности. Из графика следует, что необходимое условие теоремы Ляпунова оказывается выполненным, поскольку приращение этой функции на каждом шаге отрицательно. Таким образом, вспомогательная система асимптотически устойчива в целом.

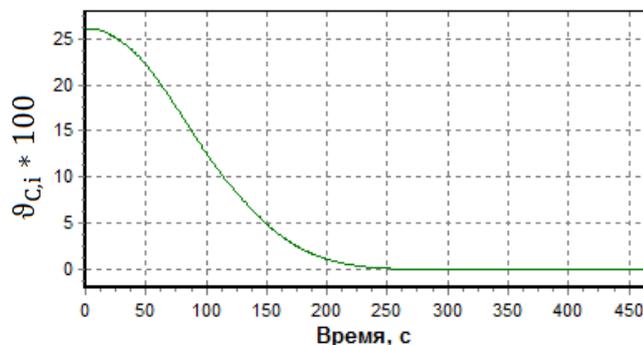


Рис. 1. Изменение функции Ляпунова при оптимальном движении МКА

Сравнительные результаты применения принципа минимума управления в дискретной системе управления ориентацией МКА «Аист-2» при совершении им пространственного поворота и штатно реализованной в этой системе логики управления представлены на приведённых ниже рис. 2-5. Графики изменения углового положения ССК в ИСК представлены на рис. 2, 3; графики изменения угловой

скорости – на рис.4, 5. На рис. 6, 7 представлены графики изменения управляющих ускорений двигателей-маховиков при совершении пространственного разворота.

Сравнительную оценку эффективности управления получим, вычисляя значение показателя качества системы управления на траектории движения:

$$H = \sum_i [(\varepsilon_{Dj})^T \cdot \varepsilon_{Dj}].$$

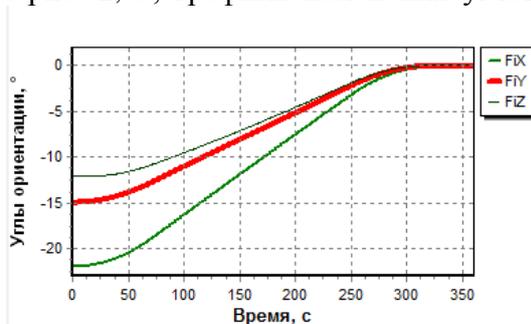


Рис. 2. Изменение углов ориентации при штатном движении МКА

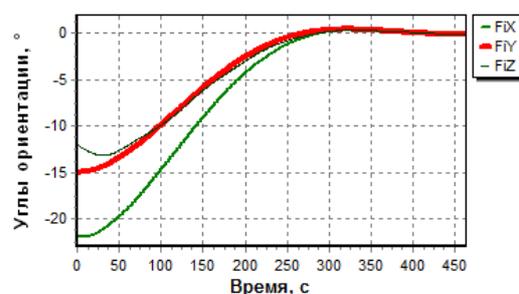


Рис. 3. Изменение углов ориентации при оптимальном движении МКА

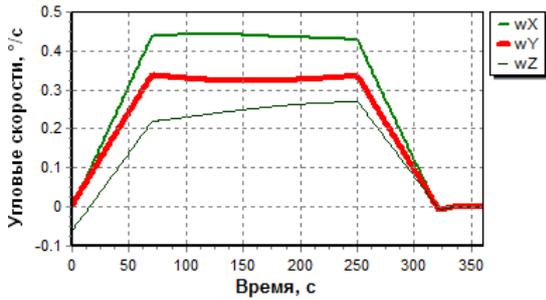


Рис. 4. Изменения угловых скоростей при штатном движении МКА

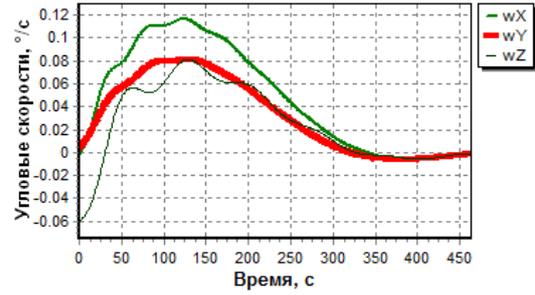


Рис. 5. Изменения угловых скоростей при оптимальном движении МКА

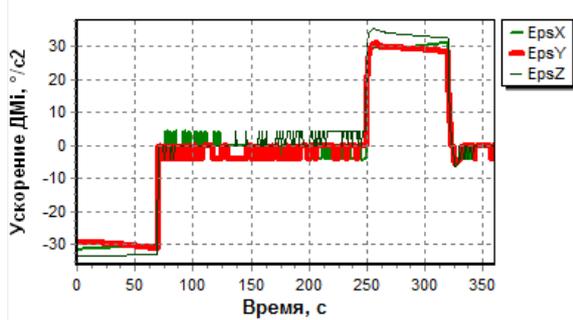


Рис. 6. Изменение управляющих ускорений ДМ при штатном движении МКА

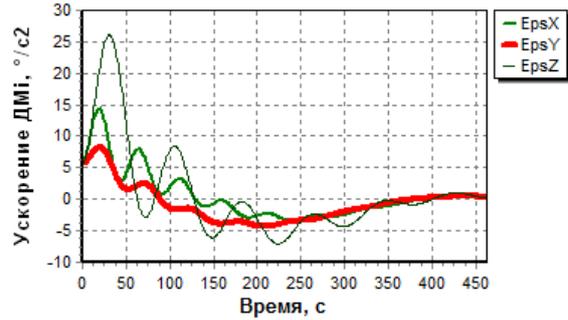


Рис. 7. Изменение управляющих ускорений ДМ при оптимальном движении МКА

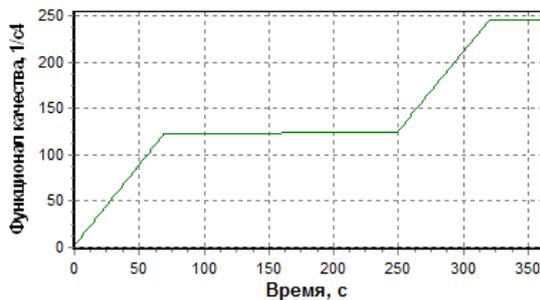


Рис. 8. Изменение показателя качества при штатном движении МКА

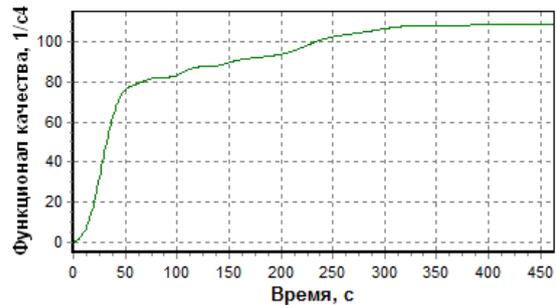


Рис. 9. Изменение показателя качества при оптимальном движении МКА

Из графиков (рис.8, 9) следует, что для штатного углового движения показатель качества равен  $246.39 (1/c)^4$ , а для оптимального движения он меньше и равен  $108.34 (1/c)^4$ . Таким образом, энергетические затраты на совершение оптимального пространственного поворота сокращаются более чем в два раза по сравнению с затратами при использовании штатной системы.

### Заключение

На основе принципа минимума управления решена задача синтеза оптимального закона управления МКА при со-

вершении им пространственного поворота из одного заданного углового положения в другое. Показателем эффективности решения задачи является величина затрачиваемых на управление энергоресурсов. Задача решена при отсутствии ограничений на управляющие параметры.

Для оценки эффективности разработанного закона управления произведено математическое моделирование пространственного поворота на примере МКА «Аист-2» с исполнительными органами типа двигателей-маховиков, роторы которых параллельны главным центральным осям МКА. В процессе моделирования произведен сравнительный анализ затра-

чиваемых энергоресурсов на совершение пространственного поворота, как для случая оптимального поворота, так и для штатно реализуемого в системе управления движением МКА «Аист-2» с теми же граничными условиями.

Результаты моделирования позволяют сделать вывод об эффективности предложенного решения задачи синтеза оптимального управления.

### Библиографический список

1. Левский М.В. Об одном случае оптимального управления пространственной ориентацией космического аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 4. С. 115-130.

2. Беллман Р. Динамическое программирование. М.: Иностранная литература, 1960. 400 с.

3. Петрищев В.Ф. Принцип минимума управления в задаче синтеза дискретных систем // Материалы конференции

«Управление в морских и аэрокосмических системах» (УМАС-2014). Санкт-Петербург: ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 64-73.

4. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.

5. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1964. 402 с.

### Информация об авторах

**Петрищев Владимир Федорович**, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [Mail@samspace.ru](mailto:Mail@samspace.ru). Область научных интересов: системы управления, системы автономной навигации, получение и обработка информации.

**Шипов Максим Григорьевич**, ведущий инженер-конструктор, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: [maxim.shipov@gmail.com](mailto:maxim.shipov@gmail.com). Область научных интересов: проектирование систем управления движением космических аппаратов, математические методы и моделирование.

## OPTIMIZATION OF SPATIAL TURNS OF «AIST-2» SMALL SPACECRAFT ON THE BASIS OF THE PRINCIPLE OF MINIMUM CONTROL

© 2015 V. F. Petrishchev, M. G. Shipov

JSC «Samara Space Center «Progress», Samara, Russian Federation

The efficiency of using the principle of minimum control in solving the task of synthesizing the system of controlling a spacecraft spatial turn by arbitrarily set angles up to 180 degrees is analyzed, with the “Aist-2” small spacecraft taken as an example. The tensor of inertia has the form of a diagonal matrix. Flywheels the rotors of which are parallel to the principal central axes of the spacecraft inertia are used as actuating devices of the system that controls motion round the center of masses. The control moment developed by each flywheel, is proportional to the angular acceleration of its rotor. The energy spent on the control, proportional to the sum of modules of angular accelerations of flywheel rotors is accepted as an index of the optimality of the spacecraft spatial turn. Euler dynamic equations are reduced to finite-difference recurrent relations to model unperturbed spacecraft motion around the center of masses. An auxiliary dynamic system is introduced the parameters of which are chosen on the basis of the solution of the task posed to use the principle of minimum control that ensures minimum costs of control. The results of mathematical modeling confirmed the efficiency of the proposed principle. In comparison with the traditional method of control (acceleration, motion at a constant angular velocity, braking) two-fold economy of electrical power is achieved.

*Motion control system, control law, flywheel, matrix, small spacecraft.*

## References

1. Levskii M.V. A special case of spacecraft optimal attitude control. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2012. V. 51, Iss. 4. P. 587-601. doi: 10.1134/s1064230712020086
2. Bellman R. *Dinamicheskoe programmirovaniye* [Dynamic programming]. Moscow: Inostrannaya literatura Publ., 1960. 400 p.
3. Petrishchev V.F. Principle of minimum control in the problem of synthesis of discrete systems. *Proceedings of the conference «Control in marine and space systems» (UMAS-2014)*. St.-Petersburg: OAO «Kontsern TsNII «Elektropribor» Publ., 2014. P. 64-73. (In Russ.)
4. Raushenbah B.V., Tokar' E.N. *Upravleniye orientatsiyei kosmicheskikh apparatov* [Control of spacecraft orientation.]. Moscow: Nauka Publ., 1974. 600 p.
5. Alekseev K.B., Bebenin G.G. *Upravleniye kosmicheskimi letatelnyimi apparatami* [Spacecraft control]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1964. 402 p.

## About the authors

**Petrishchev Vladimir Fedorovich**, Doctor of Science (Engineering), Senior Research Scientist, SSC Progress, Samara, Russian Federation. E-mail: [Mail@samspace.ru](mailto:Mail@samspace.ru). Area of Research: control systems, systems of autonomous navigation, data acquisition and processing.

**Shipov Maxim Grigorevich**, leading design engineer, SSC Progress, Samara, Russian Federation. E-mail: [maxim.shipov@gmail.com](mailto:maxim.shipov@gmail.com). Area of Research: designing spacecraft motion control systems, mathematical methods and modeling.

УДК 629.73:656.7

## СТОХАСТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ УЗЛОВОГО АЭРОПОРТА

© 2015 В. А. Романенко

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

В стохастической постановке решена задача определения оптимального состава и численности комплектов технологических ресурсов аэропорта, предназначенных для выполнения отдельной операции обслуживания воздушных судов (ВС) и их загрузки. Учтены особенности потоков ВС узлового аэропорта и повышенные требования, предъявляемые к качеству наземного обслуживания в нём. В качестве критерия оптимальности выбран максимум показателя, характеризующего экономичность комплекта ресурсов. Заданы ограничения на уровни производительности комплекта и качества выполнения им операций обслуживания ВС. Описан подход, позволивший установить связь между параметрами ограничений. Оптимизационная задача сведена к задаче стохастического программирования, для решения которой использованы методы численного вероятностного анализа (ЧВА). В качестве иллюстрации приведено решение задачи комплексирования ресурсов функциональной подсистемы узлового аэропорта, предназначенной для выполнения заправки ВС авиатопливом. Результаты решения свидетельствуют о существенном влиянии вероятностного характера аэропортовых процессов на оптимальные характеристики комплектов технологических ресурсов.

*Узловой аэропорт, наземное обслуживание, технологические ресурсы, оптимизация, стохастическое программирование, численный вероятностный анализ.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-80-91

### Общая постановка задачи

Аэропорт представляет собой сложную стохастическую систему, реализующую технологические процессы наземного обслуживания ВС и их загрузки, в которой по функциональному признаку могут быть выделены подсистемы, специализирующиеся на выполнении одной или нескольких сходных технологических операций. Для выполнения соответствующей операции (или операций) каждая подсистема оснащается технологическими ресурсами, под которыми понимаются средства механизации и автоматизации, производственное оборудование, персонал и т.д. Комплект ресурсов одного назначения, находящийся в распоряжении подсистемы, может включать ресурсы различных типов с различающимися по типам характеристиками.

Важной задачей оптимизации функциональных подсистем аэропорта является оптимальное комплексирование ресурсов, состоящее в определении таких типов

и численности ресурсов, образующих комплект, которые были бы наилучшими в смысле некоторого критерия и удовлетворяли бы заданным ограничениям.

Наиболее актуальна поставленная задача для узловых аэропортов с характерной для них существенной нестационарностью потоков ВС, проявляющейся в циклическом повторении кратких «пиковых» промежутков времени с большим числом почти одновременно поступающих на обслуживание ВС, за которыми следуют длительные паузы со значительно меньшим их количеством. Недостаток ресурсов в течение указанных промежутков, приводящий к задержкам в обслуживании ВС, в конечном итоге может не только вызвать нарушения регулярности движения самолётов по вине служб узлового аэропорта, но также стать причиной деформации и разрушения всей трансферной системы перевозок, организованной на его базе.

Подход к решению задачи оптимального комплексирования должен учитывать наличие неопределённости в исходных данных, обусловленной как стохастичностью аэропортовых процессов, так и возможной неполнотой исходной информации.

Вероятностный характер носят процессы как поступления ВС в подсистемы аэропорта, так и обслуживания их указанными подсистемами. Стохастичность процессов наземного обслуживания ВС связана в первую очередь с наличием индивидуальных особенностей каждой конкретной процедуры наземного обслуживания. Любая технологическая операция наземного обслуживания ВС предполагает выполнение определённых работ, объём которых, как показывает практика, в разных случаях может варьироваться в довольно широких пределах даже при обслуживании одного ВС. Так же широко от случая к случаю может меняться производительность ресурсов одного и того же типа. Поэтому такие параметры, необходимые для решения формулируемой задачи, как потребные объёмы работ и производительности ресурсов правомерно считать случайными величинами (СВ). Вероятностный характер потоков ВС, поступающих на обслуживание в подсистемы, вызван неизбежным наличием отклонений от расписания движения самолётов (РДС) и технологических графиков обслуживания ВС.

Другая причина неопределённости в исходных данных состоит в возможном отсутствии статистической информации, которая требуется для решения оптимизационной задачи при проектировании новой или совершенствовании существующей системы наземного обслуживания ВС и их загрузки (например, при переходе действующего аэропорта к работе по схеме хаба). На этих этапах необходимые для осуществления оптимизации характеристики потоков ВС, поступающих в функциональные подсистемы аэропорта, не могут быть достоверно известны по причине отсутствия сформированного РДС.

Однако можно рассчитывать, что в распоряжении исследователя, решающего задачу, будут иметься характеристики потоков, заданные экспертно с известной долей неопределённости в форме СВ. В этом случае вероятностный характер данных явится следствием разброса мнений экспертов. На указанных этапах экспертно могут быть определены параметры вероятностных распределений случайных характеристик процессов наземного обслуживания ВС. Кроме того, для их определения могут быть использованы результаты обработки производственной статистики, накопленной на этапах работы аэропорта, предшествующих решению оптимизационной задачи. При отсутствии такой статистики возможно использование данных аналогов узлового аэропорта.

В качестве критерия рассматриваемой задачи, как правило, выбирается максимум показателя, отражающего уровень экономичности проектируемой подсистемы. Ограничения накладываются на уровни производительности комплекта ресурсов и качества выполнения им операций обслуживания ВС. Производительность комплекта должна обеспечивать возможность выполнения в течение заданного времени объёма работ не меньшего, чем объём работ при обслуживании ВС, поступивших в подсистему за то же время. В роли показателей качества обслуживания выступают временные характеристики процесса обслуживания ВС подсистемой: время ожидания ВС обслуживания или время пребывания ВС в подсистеме. Фактические значения названных временных характеристик не должны превышать расчётных, заданных с учётом жёстких требований, предъявляемых нормативными документами международных организаций воздушного транспорта [1] и стандартами отдельных аэропортовых предприятий к технологическим процессам узлового аэропорта. Учитывая стохастичность исходных данных, ограничения следует задавать в вероятностной форме.

Рассматриваемая задача относится к классу задач стохастического программи-

рования – раздела математического программирования, первые работы по которому появились в середине 50-х гг. XX века. Подробный исторический обзор состояния исследований и обобщение результатов, достигнутых в данной отрасли за 20 лет её наиболее бурного развития, дан в [2]. Сводка современных постановок и подходов к решению задач математического программирования с учётом неопределённостей различного характера, в том числе стохастического, приведена в [3]. Задачи комплексирования, сводимые к задачам стохастического программирования, были впервые сформулированы и решены в работе [4] применительно к строительным механизмам. Для аэропортовых систем общие принципы решения задач оптимизации состава и численности средств без учёта влияния вероятностных факторов как задач математического программирования изложены в монографии [5]. К настоящему времени практически отсутствуют как отечественные, так и зарубежные работы по решению в стохастической постановке задач оптимального комплексирования средств в системе наземного обслуживания такого перспективного класса аэропортов, как узловые аэропорты с их ярко выраженными специфическими чертами.

#### Уточнённая постановка задачи

Рассматривается некоторая функциональная подсистема узлового аэропорта, нацеленная на выполнение отдельной технологической операции. Предположим, что «пиковые» промежутки времени поступления ВС на обслуживание в подсистему настолько непродолжительны, что можно считать, что ВС прибывают группами. Паузы, напротив, настолько длительны, что состояние подсистемы в течение текущего «пика» не зависит от её состояния в течение предыдущего «пика». Типы ВС, которые могут поступить в подсистему в составе группы, известны. Прогнозируемое число ВС каждого типа в группе достоверно неизвестно и рассматривается в качестве СВ с заданным рас-

пределением. Требуемая продолжительность пребывания ВС в подсистеме задана.

Аэропортом решается вопрос о выборе с целью приобретения и использования при выполнении рассматриваемой операции разнотипных ресурсов. Выбор ограничен несколькими типами ресурсов с заданными характеристиками. Согласно практике предполагается, что ресурсы одного типа могут использоваться для обслуживания разнотипных ВС. При этом для выполнения работ по обслуживанию любого ВС могут привлекаться как одна, так и несколько единиц ресурсов из одного комплекта, как одного, так и различных типов. Объём работ при обслуживании ВС и производительность единицы ресурсов предполагаются СВ с заданными распределениями. Параметры распределения первой величины принимаются зависящими от типа обслуживаемого ВС, а второй – как от типа обслуживаемого ВС, так и от типа ресурсов. Число приобретаемых единиц ресурсов каждого типа неизвестно и подлежит определению.

Для формулировки оптимизационной задачи введём следующие обозначения, используя для обозначения СВ прописные буквы:

$t_{\text{преб}}^P$  – расчётная (заданная) продолжительность пребывания ВС в подсистеме;

$\psi$  – число типов ресурсов, имеющих в аэропорту либо доступных для приобретения и использования с целью обслуживания ВС, поступающих в подсистему;

$\xi$  – число типов ВС, которые могут поступить на обслуживание в подсистему в составе группы ВС;

$i, j$  – номер типа ресурсов и типа ВС соответственно,  $i = 1, \dots, \psi$ ,  $j = 1, \dots, \xi$ ;

$K_j$  – число ВС  $j$ -го типа, которые могут поступить на обслуживание в подсистему в составе группы ВС, являющееся СВ с заданной функцией распределения  $F_{K_j}(k)$ ,  $j = 1, \dots, \xi$ ;

$Q_j$  – объём работ при обслуживании одного ВС  $j$ -го типа, являющийся СВ с заданной функцией распределения  $F_{Q_j}(q)$ ,  $j = 1, \dots, \xi$ ;

$R_{ij}$  – производительность единицы ресурсов  $i$ -го типа при обслуживании ВС  $j$ -го типа, заданная с учётом затрат времени на подготовительно-заключительные операции, представляющая собой СВ с заданной функцией распределения  $F_{R_{ij}}(r)$ ,  $i = 1, \dots, \psi$ ,  $j = 1, \dots, \xi$ ;

$n_{ij}$  – численность ресурсов  $i$ -го типа, используемых при обслуживании всех ВС  $j$ -го типа,  $n_{ij} \geq 0$ ,  $i = 1, \dots, I$ ,  $j = 1, \dots, J$ ;

$n_i$  – общее число единиц ресурсов  $i$ -го типа,  $i = 1, \dots, \psi$ ;

$z_i$  – заданные приведённые годовые затраты на приобретение, содержание и эксплуатацию, оплату труда обслуживающего персонала единицы ресурсов  $i$ -го типа, рассматриваемые как заданная фиксированная величина для всех  $i = 1, \dots, \psi$ .

В качестве критерия оптимальности решения рассматриваемой задачи принят минимум суммы приведённых годовых затрат:

$$Z = \sum_i n_i z_i \rightarrow \min. \quad (1)$$

Предполагается, что параметры оптимизации  $n_{ij}$  могут принимать дробные значения, отражая тем самым возможности аэропорта по маневрированию ресурсами в процессе обслуживания ВС, прибывших в составе одной группы. Однако очевидно, что общее число ресурсов любого типа, имеющееся в распоряжении аэропорта, может быть только целым. Поэтому для определения  $n_i$  используется выражение

$$n_i = \left[ \sum_j n_{ij} \right], \quad i = 1, \dots, \psi,$$

где  $[\cdot]$  – оператор округления до ближайшего большего целого числа.

Вероятностное ограничение на производительность ресурсов, обеспечивающих обслуживание всех ВС  $j$ -го типа, требует, чтобы с заданной надёжностью  $p_Q^3$  суммарный объём работ  $Q_j^H$  при обслуживании всех одновременно поступающих в подсистему ВС рассматриваемого типа, не превосходил суммарного (располагаемого) объёма работ  $Q_j^P$ , который способны произвести за время  $t_{преб}^P$  ресурсы всех типов при обслуживании указанных ВС:

$$P[Q_j^H \leq Q_j^P] \geq p_Q^3, \quad j = 1, \dots, \xi, \quad (2)$$

где  $P[Q_j^H \leq Q_j^P]$  – вероятность выполнения условия:  $Q_j^H \leq Q_j^P$ . Выражения для определения  $Q_j^H$  и  $Q_j^P$  с использованием введённых выше обозначений запишутся в виде

$$Q_j^H = Q_j K_j, \quad Q_j^P = \sum_i R_{ij} t_{преб}^P n_{ij}. \quad (3)$$

Вероятностное ограничение на качество обслуживания ВС требует, чтобы фактическое время пребывания  $T_{преб}$  в подсистеме любого ВС с заданной надёжностью  $p_T^3$  не превышало расчётного времени  $t_{преб}^P$  пребывания:

$$P[T_{преб} \leq t_{преб}^P] \geq p_T^3. \quad (4)$$

Таким образом, стохастическая задача оптимального комплексирования технологических ресурсов узлового аэропорта состоит в определении таких значений  $n_{ij}$  числа единиц ресурсов, которые для заданного набора параметров функциональной подсистемы узлового аэропорта, включающего  $t_{преб}^P$ ,  $K_j$ ,  $Q_j$ ,  $R_{ij}$ ,  $z_i$  ( $i = 1, \dots, \psi$ ,  $j = 1, \dots, \xi$ ), минимизировали бы сумму приведённых годовых затрат  $Z$  (1) и удовлетворяли бы ограничениям по производительности ресурсов (2) и качеству обслуживания ВС (4).

### Подход к решению задачи

Решение задачи (1)-(4) предполагает необходимость определения вероятностных распределений одних СВ по заданным распределениям других СВ. Так, в частности, расчёт величины  $P[Q_j^H \leq Q_j^P]$  предполагает наличие известных вероятностных распределений  $Q_j^H$  и  $Q_j^P$ , которые, в свою очередь, предварительно должны быть определены по заданным функциям  $F_{K_j}(k)$ ,  $F_{Q_j}(q)$ ,  $F_{R_{ij}}(r)$ ,  $i = 1, \dots, \psi$ ,  $j = 1, \dots, \xi$ . Традиционно при решении задач стохастического программирования для формирования вероятностных распределений СВ [2, 3] используется метод имитационного моделирования, который в рассматриваемом случае позволяет определять вероятности  $P[Q_j^H \leq Q_j^P]$  и  $P[T_{\text{проб}} \leq t_{\text{проб}}^P]$ . Наряду с известными преимуществами, имитационное моделирование обладает существенным недостатком, состоящим в необходимости выполнения большого объёма вычислений. Поэтому, начиная с 1990-х годов [6], и особенно в последнее время [7, 8] для решения задач стохастического программирования получили распространение методы ЧВА, представляющие в определённых случаях альтернативу имитационному моделированию и позволяющие существенно сократить объём вычислений при сохранении точности.

ЧВА – раздел вычислительной математики, предметом которого является решение задач со стохастическими неопределённостями в данных с использованием численных операций над плотностями и функциями распределения СВ и их функций. Рассматриваются системы случайных величин  $(X_1, X_2, \dots, X_M)$  и функциональные зависимости вида  $Y = g(X_1, X_2, \dots, X_M)$ , где  $X_1, X_2, \dots, X_M$  – независимые СВ, которые представляются не обычным образом – посредством своих плотностей  $f_{X_1}(x_1), f_{X_2}(x_2), \dots, f_{X_M}(x_M)$  или функций  $F_{X_1}(x_1), F_{X_2}(x_2), \dots, F_{X_M}(x_M)$  распределений, а с помощью гистограмм.

Вводится понятие гистограммной СВ, которой называется СВ  $X$  с плотностью распределения, заданной гистограммой – кусочно-постоянной функцией  $f'_X(x)$ , определяемой множеством  $\{x_i : x_i \in R, i = 0, \dots, N\}$ , элементы которого подчиняются условию  $x_{i-1} < x_i, i = 1, \dots, N$ . На отрезке  $[x_{i-1}, x_i]$  гистограмма принимает постоянное значение  $f'_{X_i}$ , которое представляет собой усреднённое на  $[x_{i-1}, x_i]$  значение плотности вероятности  $f_X(x)$  и связано с  $f_X(x)$  и  $F_X(x)$  соотношением

$$f'_{X_i} = \frac{\int_{x_{i-1}}^{x_i} f_X(x) dx}{x_i - x_{i-1}} = \frac{F_X(x_i) - F_X(x_{i-1})}{x_i - x_{i-1}}.$$

Ставится задача определения в гистограммной форме СВ  $Y$  на множестве  $\{y_j : y_j \in R, j = 0, \dots, K\}$ ,

$$y_{j-1} < y_j, j = 1, \dots, K.$$

Усреднённое на отрезке  $[y_{j-1}, y_j]$  значение плотности вероятности определяется как

$$f'_{Y_j} = \frac{P(y_{j-1} < Y < y_j)}{y_j - y_{j-1}},$$

где  $P(y_{j-1} < Y < y_j)$  – вероятность попадания СВ  $Y$  на отрезок  $[y_{j-1}, y_j]$ . Если

$X_1, X_2, \dots, X_M$  независимы, то эта вероятность приближённо определяется в результате численного вычисления следующего интеграла:

$$P(y_{j-1} < Y < y_j) = \int_{\Omega_j} \dots \int f_{X_1}(x_1) f_{X_2}(x_2) \dots f_{X_M}(x_M) dx_1 dx_2 \dots dx_M,$$

где

$$\Omega_j = \{(x_1, x_2, \dots, x_M) : y_{j-1} < g(x_1, x_2, \dots, x_M) < y_j\}.$$

При этом вместо  $f_{X_i}$  используются гистограммно заданные усреднённые плотности  $f'_{X_i}, i = 1, \dots, M$ .

Для системы независимых случайных величин  $(X, Y)$  вероятность  $P(X < Y)$  того, что одна СВ ( $Y$ ) превосходит другую ( $X$ ), приближённо рассчитывается по формуле

$$P(X < Y) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_x^{\infty} f_X(x) f_Y(y) dx dy \quad (5)$$

с использованием вместо  $f_X(x)$  и  $f_Y(y)$  гистограммно заданных усредненных плотностей  $f'_X(x)$  и  $f'_Y(y)$  случайных величин  $X$  и  $Y$  соответственно.

Как следует из представленного описания, использование гистограммного подхода ограничено задачами с аналитически заданными функциями  $y = g(x_1, x_2, \dots, x_M)$ . В рассматриваемом случае на основе (3) путём выполнения последовательности операций гистограммного суммирования и перемножения определяются вероятностные распределения величин  $Q_j^H$  и  $Q_j^P$ . Следовательно, также гистограммно с использованием (5) определяется величина  $P[Q_j^H \leq Q_j^P]$ .

Гистограммный подход однако не может быть применён для расчётов величины  $P[T_{\text{преб}} \leq t_{\text{преб}}^P]$ , поскольку невозможно аналитически задать связь между временем пребывания ВС в рассматриваемой подсистеме и характеристиками подсистемы. Единственно возможным подходом для определения значения  $P[T_{\text{преб}} \leq t_{\text{преб}}^P]$  остаётся имитационное дискретно-событийное моделирование.

Необходимость одновременного учёта ограничений по производительности и качеству обслуживания, не позволяющая применить для решения задачи (1)-(4) методы ЧВА, приводит к усложнению оптимизирующего алгоритма, который должен обеспечивать проведение имитационных экспериментов на каждом шаге процедуры оптимизации, что может сделать неприемлемыми затраты машинного времени на решение задачи.

Необходимо отметить и ещё одно затруднение, связанное с ограничением по производительности. Оно заключается в

отсутствии значений величины  $p_Q^3$  среди параметров, задаваемых нормативной аэропортовой документацией, которой регламентируются характеристики очереди ВС на обслуживание при выполнении наземных операций. Обычно задаётся предельное время ожидания или пребывания на обслуживании, к которому в отдельных случаях добавляется надёжность (на уровне 0.85-0.99) выполнения ограничения по указанному параметру.

Подход, позволяющий обойти указанное затруднение, состоит в исключении ограничения (4) из набора ограничений оптимизационной задачи за счёт предварительного определения таких значений  $p_Q^3$ , которые обеспечивают необходимые уровни как производительности, так и качества обслуживания. Очевидно, что полное игнорирование ограничения (4) может привести к решению, лишённому практической ценности, поскольку найденная при этом численность ресурсов, обеспечивающая необходимую производительность, может оказаться недостаточной для обслуживания ВС за время, приемлемое с точки зрения требований, предъявляемых к узловому аэропорту. Чтобы исключить риск получения таких решений, примем во внимание сходный характер влияния численности ресурсов на  $P[Q_j^H \leq Q_j^P]$  и  $P[T_{\text{преб}} \leq t_{\text{преб}}^P]$ : рост численности приводит к росту значений обеих вероятностей. Логично предположить, что задавая достаточно высокие требования по надёжности  $p_Q^3$  выполнения требований к производительности, будем получать такие значения численности ресурсов, которые обеспечивают реализацию приемлемого уровня качества обслуживания. Таким образом, возникает отдельная задача определения таких значений  $p_Q^3$ , которые всегда или в подавляющем большинстве случаев соответствовали бы выполнению нормативных ограничений (4) по качеству обслуживания.

### Определение параметров ограничений задачи

Для определения обоснованных значений  $p_Q^3$  предлагается подход, основанный на сравнительном анализе зависимостей величин  $P[Q_j^H \leq Q_j^P]$  и  $P[T_{\text{преб}} \leq t_{\text{преб}}^P]$  от численности ресурсов функциональной подсистемы. Рассматривается подсистема аэропорта с упрощённой структурой, в которой все ресурсы и все обслуживаемые ВС предполагаются однотипными, а их число – фиксированным.

При заданном числе  $n$  единиц ресурсов потребный  $Q^H$  и располагаемый  $Q^P$  объёмы работ в подсистеме определяются с помощью гистограммных вычислений согласно (3), принимающим в результате упрощения вид:

$$Q^H = Qk, \quad Q^P = Rt_{\text{преб}}^P n,$$

где  $k$  – фиксированное число ВС в группе;  $Q$  – объём работ при обслуживании одного ВС – СВ с заданной функцией распределения  $F_Q(q)$ ;  $R$  – производительность единицы ресурсов с учётом затрат времени на подготовительно-заключительные операции – СВ с заданной функцией распределения  $F_R(r)$ . Как и ранее, методами ЧВА с использованием (5) определяется вероятность  $P[Q^H \leq Q^P]$  выполнения условия:  $Q^H \leq Q^P$ .

Поскольку методы ЧВА неприменимы к расчёту  $P[T_{\text{преб}} \leq t_{\text{преб}}^P]$ , то для определения оценки  $P^*[T_{\text{преб}} \leq t_{\text{преб}}^P]$  этой величины используется имитационное моделирование. Для формирования имитационной модели вводятся дополнительные допущения, не противоречащие как ранее введённым допущениям, так и имеющейся практике. Предполагается, что для обслуживания каждого ВС должно выделяться столько единиц ресурсов, сколько необходимо для того, чтобы его обслуживание продлилось не дольше  $t_{\text{преб}}^P$ . Если число потребных для обслуживания некоторого

ВС единиц ресурсов превышает число свободных (не занятых обслуживанием) единиц ресурсов, то выделяются все свободные ресурсы. Если же в момент принятия решения о численности выделяемых для обслуживания рассматриваемого ВС ресурсов свободные ресурсы отсутствуют, то поступивший на обслуживание ВС вынужден ожидать.

Имитационный эксперимент включает единственное решение модели, охватывающее интервал модельного времени продолжительностью  $t_{\text{П}}$ , разбитый на множество подынтервалов одинаковой продолжительности  $\Delta t$ . Начало каждого подынтервала соответствует моменту прилёта в аэропорт очередной группы ВС. Продолжительность подынтервала определяется по результатам серии предварительных экспериментов из условия достаточности гарантированного завершения обслуживания всех ВС данной группы за время  $\Delta t$ . Это позволяет исключить взаимную зависимость статистики, собираемой в течение различных подынтервалов.

Инструментальным средством программной реализации имитационной модели служит система имитационного моделирования GPSS World. Динамическим элементом модели GPSS является заявка, в роли которой выступает ВС, поступающее в подсистему на обслуживание. Логика имитационной модели отражена в виде следующей последовательности блоков, по которым в процессе моделирования осуществляется продвижение заявок.

1. Блок создания заявок, генерирующий в начальный момент каждого ( $s$ -го,  $s = 1, \dots, s_{\text{П}}$ ) подынтервала группу заявок с фиксированной численностью  $k$  и поочередно, в порядке возрастания номеров  $k = 1, \dots, k$  направляющий заявки в следующий блок.

2. Блок определения потребного объёма работ  $Q_{sk}$  и производительности ресурсов  $R_{sk}$  при обслуживании  $k$ -й заявки из группы, поступившей в начале  $s$ -го подынтервала времени. Реализации  $Q_{sk}$  и

$R_{sk}$  случайных величин  $Q$  и  $R$  определяются на основании их заданных распределений  $F_Q(q)$  и  $F_R(r)$  соответственно.

3. Блок определения числа  $n_{sk}^{nomp}$  единиц ресурсов, потребного для обслуживания  $(s,k)$ -й заявки:

$$n_{sk}^{nomp} = \left\lceil \frac{Q_{sk}}{R_{sk} t_{nреб}^P} \right\rceil.$$

4. Блок проверки наличия свободных от обслуживания ресурсов. Если в момент поступления заявки в блок число  $n^{ce}$  свободных единиц ресурсов равно нулю, то заявка задерживается в блоке до появления свободных ресурсов. В момент освобождения любого числа единиц ресурсов заявка направляется в следующий блок.

5. Блок определения фактического числа единиц ресурсов, занимаемых заявкой. Согласно введённому выше предположению фактическое число  $n_{sk}^{факт}$  занятых обслуживанием  $(s,k)$ -й заявки единиц ресурсов может отличаться от потребного числа  $n_{sk}^{nomp}$  и определяется блоком как

$$n_{sk}^{факт} = \begin{cases} n_{sk}^{nomp}, & n_{sk}^{nomp} \leq n^{ce}, \\ n^{ce}, & n_{sk}^{nomp} > n^{ce}. \end{cases}$$

6. Блок занятия заявкой ресурсов, уменьшающий при прохождении через него  $(s,k)$ -й заявки число  $n^{ce}$  свободных единиц ресурсов на  $n_{sk}^{факт}$ .

7. Блок расчёта фактической продолжительности  $t_{sk}^{обсл.факт.}$  обслуживания  $(s,k)$ -й заявки:

$$t_{sk}^{обсл.факт.} = \frac{Q_{sk}}{R_{sk} n_{sk}^{факт.}}$$

8. Блок задержки продвижения заявки на время  $t_{sk}^{обсл.факт.}$ , имитирующий пребывание её на обслуживании.

9. Блок освобождения заявкой ресурсов, увеличивающий при прохождении через него  $(s,k)$ -й заявки число  $n^{ce}$  свободных единиц ресурсов на  $n_{sk}^{факт}$ .

10. Блок сбора статистики по пребыванию заявок в модели. Модельное время

поступления  $(s,k)$ -й заявки в блок представляет собой модельное время её пребывания в системе  $T_{nреб sk}$ , сохраняемое моделью.

11. Блок удаления заявок из модели.

Оценка искомой вероятности события  $T_{nреб} \leq t_{nреб}^P$  определяется по окончании имитационного эксперимента на основе накопленного множества значений  $T_{nреб sk}$ ,  $s=1, \dots, s_{II}$ ,  $k=1, \dots, k$  по выражению

$$P^* [T_{nреб} \leq t_{nреб}^P] = N_{T_{nреб} < t_{nреб}^P} / N_{\Sigma},$$

где  $N_{T_{nреб} < t_{nреб}^P}$  – число процедур обслуживания ВС, для которых  $T_{nреб} \leq t_{nреб}^P$ ;  $N_{\Sigma}$  – общее число процедур обслуживания ВС, заданное равным  $N_{\Sigma} = 200000$  из условия обеспечения статистической погрешности результатов эксперимента в пределах 0.5%.

Описанная выше имитационная модель использована при решении широкой серии задач определения величины  $P^* [T_{nреб} \leq t_{nреб}^P]$  для различных наборов исходных данных. Параллельно для тех же наборов с помощью модели ЧВА определены величины  $P [Q^II \leq Q^P]$ . Сравнение выявило близость значений обеих вероятностей в областях, соответствующих высокой насыщенности подсистемы технологическими ресурсами. Так, при  $P [Q_j^II \leq Q_j^P] \geq 0.8$  можно считать, что  $P [Q_j^II \leq Q_j^P] \approx P [T_{nреб} \leq t_{nреб}^P]$  и использовать это равенство при решении задачи комплексования, полагая при задании ограничений  $p_Q^3 \approx p_T^3$ . Этот вывод подтверждают и носящие иллюстративный характер данные табл. 1, в которой воспроизведены некоторые результаты названной серии задач, полученные для наборов исходных данных, включающих, помимо параметров  $k$  и  $t_{nреб}^P$ , величины математического ожидания  $M [Q]$  и  $M [R]$  и среднего квадратического отклонения  $\sigma_Q^2$  и

$\sigma_R^2$  для распределений случайных величин  $Q$  и  $R$  соответственно. Величины  $Q$  и  $R$  приняты нормально распределёнными, что соответствует характеристикам целого ряда ключевых аэропортовых технологических операций. Результаты содержат значения потребной численности ресурсов  $n_Q$  и  $n_T$ , первое из которых получено с помощью модели ЧВА, а второе – с помощью имитационной модели. Число ресурсов  $n_Q$  представляет собой наименьшее число, обеспечивающее выполнение условия:  $Q^P \leq Q^P$  с вероятностью не ниже

$p_Q^3$ . Аналогично  $n_T$  есть наименьшее число ресурсов, обеспечивающее выполнение условия:  $T_{преб} \leq t_{преб}^P$  с вероятностью не ниже  $p_T^3$ . Из приведённых в табл. 1 данных следует, что для одинаковых  $p_Q^3, p_T^3$ , таких, что  $p_Q^3 = p_T^3 \geq 0.8$ , значения  $n_T$  и  $n_Q$  можно считать близкими. Таким образом, эти данные также позволяют сделать вывод о возможности принятия допущения  $p_Q^3 \approx p_T^3$  при  $p_T^3 \geq 0.8$  для задания ограничений задачи комплексирования.

Таблица 1. Результаты определения потребной численности ресурсов

Исходные данные	$M[Q], 1/\text{мин}$		50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50		
	$\sigma_Q^2, 1/\text{мин}$		10	10	10	10	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5		
	$M[R], 1/\text{мин}$		1	1	1	1	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4		
	$\sigma_R^2, 1/\text{мин}$		0.1	0.1	0.1	0.1	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43		
	$\kappa$		6	6	10	10	6	6	10	10	6	6	10	10	6	6		
	$t_{преб}^P, \text{мин}$		60	30	30	15	60	30	30	15	60	30	30	15	60	30		
Результаты моделирования при заданной надёжности	$p_Q^3, p_T^3$		$n_Q$	$n_T$														
	0.70		6	5	11	10	19	16	38	30	2	1	3	3	5	4	10	8
	0.80		6	6	12	11	20	18	40	33	2	2	3	3	5	5	10	9
	0.90		7	7	13	13	22	20	44	37	2	2	4	3	6	5	10	10
	0.95		7	8	14	14	24	22	47	40	2	2	4	3	6	5	10	11
	0.99		8	9	15	15	27	23	50	42	2	2	4	4	6	6	12	12

### Модельный пример решения задачи

Рассматривается функциональная подсистема аэропорта, отвечающая за выполнение операции заправки ВС авиатопливом. Ресурсами подсистемы являются авиатопливозаправщики (АТЗ), представляющие собой мобильные средства заправки ВС авиационным топливом. Пусть для приобретения и использования аэропортом доступны АТЗ четырёх типов. Приведённые годовые затраты по типам в некоторых относительных единицах равны:  $z_1 = 1.0, z_2 = 1.5, z_3 = 2.0, z_4 = 3.3$ . Предполагается, что в аэропорт в «пиковые» промежутки могут поступать ВС семи типов, при этом малая продолжительность промежутков позволяет принять допущение о групповом характере поступления ВС. Число ВС  $j$ -го типа

( $j = 1, \dots, 7$ ) в составе группы – дискретная случайная величина, распределённая по закону Пуассона с математическим ожиданием  $M[K_j]$ , приведённом в табл. 2.

Величины объёма заправляемого в одно ВС  $j$ -го типа авиатоплива  $Q_j$  и производительности АТЗ  $i$ -го типа при заправке ВС  $j$ -го типа  $R_{ij}$  приняты нормально распределёнными с одинаковым коэффициентом вариации, равным 0.25, и математическими ожиданиями  $M[Q_j]$  и  $M[R_{ij}]$  соответственно (табл. 2, 3).

Для решения задачи оптимального комплексирования достаточно возможностей табличного процессора Microsoft Excel, поскольку, благодаря использованию методов ЧВА, исключается необходимость в проведении имитационного моделирования. Затраты машинного времени

на решение задачи с приведёнными исходными данными при использовании современной персональной вычислительной техники не превысили 3-5 мин.

Результаты оптимизации для нескольких наборов исходных данных с раз-

личными  $p_Q^3$  и  $t_{преб}^P$  приведены в табл.4. Для сравнения в этой же таблице даны результаты решения задачи в детерминированной постановке.

Таблица 2. Характеристики потока ВС узлового аэропорта

$j$	1	2	3	4	5	6	7
$M[K_j]$	1	3	6	3	4	1	1
$M[Q_j], M^3$	5.0	6.0	8.0	1.1	1.6	42.0	51.0

Таблица 3. Производительность ресурсов  $M[R_{ij}]$

$i \backslash j$	1	2	3	4	5	6	7
1	0.32	0.34	0.40	0.40	0.45	0.45	0.45
2	0.48	0.50	0.70	0.64	0.70	0.70	0.70
3	0.49	0.55	0.71	0.65	0.72	0.72	0.72
4	0.90	0.85	1.40	1.40	1.50	1.60	1.60

Таблица 4. Результаты оптимизации

$p_Q^3$	Детерминированная постановка		0.6		0.8		0.9		0.95	
$t_{преб}^P, \text{ мин}$	30	40	30	40	30	40	30	40	30	40
$n_1$	3	2	3	2	7	5	8	6	9	7
$n_2$	7	5	7	6	7	5	7	5	7	6
$n_3$	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1
$n_4$	2	2	3	2	3	2	3	2	3	2
$Z$	19.5	15.5	22.5	17.0	26.5	18.5	27.5	19.5	30.5	24.0

Результаты решения оптимизационной задачи, полученные с учётом стохастичности процессов заправки ВС, существенно отличаются от результатов задачи в детерминированной постановке. С ростом уровня требований, предъявляемых к надёжности выполнения условия по производительности, заметно возрастают оптимальная численность средств заправки и суммарные приведённые годовые затраты на их приобретение, содержание, эксплуатацию и на оплату труда персонала. Так, величина суммарных затрат, определённая с учётом стохастичности на уровне надёжности  $p_Q^3 = 0.6$ , незначительно превышает аналогичную величину, найденную без учёта стохастичности. Однако при  $p_Q^3 = 0.95$  превышение первой из

названных величин над второй, вызванное различиями в численности АТЗ, достигает 55%. Это свидетельствует о необходимости учёта влияния вероятностных факторов на производственный процесс аэропорта при решении задачи оптимизации состава и численности комплектов аэропортовых технологических ресурсов.

Представленные результаты подтверждают правомерность стохастической постановки задачи оптимального комплексования технологических ресурсов аэропорта, сводимой к задаче стохастического программирования. Использование методов ЧВА даёт возможность использовать для решения общедоступное прикладное программное обеспечение и избежать значительных временных затрат, связанных с необходимостью выполнения

имитационного моделирования. Предложенный подход к определению параметров ограничений оптимизационной задачи

позволяет решать её в отношении такой перспективной группы аэропортов как региональные и международные хабы.

### Библиографический список

1. Airport Development Reference Manual, 10th ed., Montreal: International Air Transport Association, 2014.

2. Юдин Д.Б. Математические методы управления в условиях неполной информации. М.: Сов. радио, 1974. 400 с.

3. Лю Б. Теория и практика неопределённого программирования. М.: БИНОМ, 2005. 416 с.

4. Гаркави Н.Г. Методика расчёта оптимальных параметров землеройных машин // Сборник статей «Горные, строительные и дорожные машины». Киев: Техника, 1968.

5. Русинов И.Я. Механизация наземного обслуживания воздушных перевозок. М.: Транспорт, 1971. 252 с.

6. Герасимов В.А., Добронез Б.С., Шустров М.Ю. Численные операции гистограммной арифметики и их применения // Автоматика и телемеханика. 1991. № 2. С. 83-88.

7. Добронез Б.С., Попова О.А. Численные операции над случайными величинами и их приложения // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Математика и физика. 2011. Т. 4, № 2. С. 229-239.

8. Li W., Hym J. Computer arithmetic for probability distribution variables // Reliability Engineering and System Safety. 2004. V. 85, Iss. 1-3. P. 191-209.

doi: 10.1016/j.ress.2004.03.012

### Информация об авторе

**Романенко Владимир Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры организации и управления перевозками на транспорте, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королева

(национальный исследовательский университет). E-mail: [vla\\_rom@mail.ru](mailto:vla_rom@mail.ru). Область научных интересов: оптимизация и моделирование систем обслуживания перевозок аэропортов.

## STOCHASTIC OPTIMAL INTEGRATION OF HUB AIRPORT TECHNOLOGICAL RESOURCES

© 2015 V. A. Romanenko

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The problem of defining the optimum structure and number of sets of airport technological resources intended for the performance of an individual operation of aircraft servicing and its loading is solved in a stochastic setting. The peculiarities of aircraft flows of a hub airport and strict requirements imposed upon the quality of hub airport ground service are considered. The maximum of the parameter that characterizes the efficiency of a set of resources is chosen as the optimality criterion. Limits are imposed on the productivity levels of the set and the quality of its ground handling operations. The approach that made it possible to establish the connection between the constraint parameters is described. The optimization problem is reduced to a stochastic programming problem that can be solved by methods of numerical probabilistic analysis. The solution of the problem of integration of resources of a hub airport's functional subsystem intended for refueling airplanes is presented as an illustration. The results of the solution testify to essential influence of the stochastic character of airport processes on optimum characteristics of sets of technological resources.

Hub airport; ground handling; technological resources; optimization; stochastic programming; numerical probabilistic analysis.

### References

1. Airport Development Reference Manual, 10th ed., Montreal: International Air Transport Association, 2014.
2. Yudin D.B. *Matematicheskie metody upravleniya v usloviyakh nepolnoy informatsii* [Mathematical methods of control in conditions of incomplete information]. Moscow: Sov. radio Publ., 1974. 400 p.
3. Liu B. Theory and Practice of Uncertain Programming, Physica-Verlag, Heidelberg, 2002.
4. Garkavi N.G. Metodika rascheta optimal'nykh parametrov zemleroynykh mashin. *Sbornik statey «Gornye, stroitel'nye i dorozhnye mashiny»*. Kiev: Tekhnika Publ., 1968.
5. Rusinov I.Ya. *Mekhanizatsiya nazemnogo obsluzhivaniya vozdushnykh perevozok* [Mechanization of air service ground handling]. Moscow: Transport Publ., 1971. 252 p.
6. Gerasimov V.A., Dobronets B.S., Shustrov M.Yu. Numerical operations for histogram arithmetic and their applications. *Automation and Remote Control*. 1991. V. 52, no. 2, part 1. P. 208-212.
7. Dobronets B.S., Popova O.A. Numerical operations with random variables and their application. *Journal of Siberian Federal University. «Mathematics & Physics»*. 2011. V. 4, no. 2. P. 229-239. (In Russ.)
8. Li W., Hym J. Computer arithmetic for probability distribution variables. *Reliability Engineering and System Safety*. 2004. V. 85, Iss. 1-3. P. 191-209. doi: 10.1016/j.ress.2004.03.012

### About the author

**Romanenko Vladimir Alekseevich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Organization and Management of Transportations, Samara State Aerospace

University, Samara, Russian Federation. E-mail: [vla\\_rom@mail.ru](mailto:vla_rom@mail.ru). Area of Research: optimization and simulation of hub airport transportation service systems.

УДК 629.78

## УПРАВЛЕНИЕ ПЛОСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ ОРБИТЫ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ

© 2015 В. В. Салмин, А. С. Четвериков

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

Статья посвящена разработке алгоритмов управления параметрами орбиты стационарного космического аппарата с помощью двигателя малой тяги. Рассматривается управление только плоскими параметрами, определяющими положение геостационарного спутника в плоскости орбиты, а именно, периодом обращения, эксцентриситетом и долготой точки стояния. Сформулирована плоская задача терминального управления геостационарным космическим аппаратом. Принимается, что корректирующий манёвр реализуется за счёт создания малого трансверсального ускорения электрореактивным двигателем малой тяги, а вектор управления состоит из последовательности длительностей активных и пассивных участков. В связи с этим плоская задача терминального управления решается в дискретной постановке. Разработана дискретная модель движения геостационарного космического аппарата в плоскости орбиты под действием малого трансверсального ускорения. Решение поставленной задачи с помощью традиционного метода динамического программирования, основанного на использовании уравнения Беллмана, получить достаточно сложно, поскольку полученная дискретная модель движения аппарата представляет собой нелинейную систему уравнений. Поэтому предложена приближённая схема решения задачи на основе трёхшагового алгоритма терминального управления периодом обращения, эксцентриситетом и долготой точки стояния. В результате получено решение плоской задачи терминального управления в аналитическом виде. Получены аналитические выражения для оценки затрат характеристической скорости корректирующего манёвра, использующего трёхшаговый алгоритм терминального управления. При моделировании движения геостационарного космического аппарата под действием малого трансверсального ускорения алгоритм показал достаточно высокую точность решения задачи терминального управления.

*Малая тяга, геостационарная орбита, терминальное управление, коррекция орбиты.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-92-101

### Введение

Геостационарная орбита (ГСО) является одной из наиболее востребованных орбит для прикладных космических аппаратов (КА) различного назначения. Действие различного рода возмущений в течение продолжительного интервала времени на движение КА по орбите приводит к отклонению параметров орбиты от требуемых значений. В связи с этим необходимо постоянно проводить коррекцию орбиты. Применение электрореактивных двигателей (ЭРД) малой тяги позволяет существенно снизить расход рабочего тела при коррекции орбиты и тем самым увеличить время существования КА на орбите.

В работе [1] приведены численные алгоритмы управления КА на ГСО с помощью двигателей малой тяги. Однако они достаточно сложные и обладают плохой сходимостью.

Поэтому требуется разработать простые и надёжные алгоритмы коррекции орбиты геостационарного КА, позволяющие их использовать в автономном режиме полёта КА. В то же время параметры ГСО после проведения коррекции должны соответствовать требуемой точности.

### Постановка задачи

Рассмотрим движение КА по ГСО в плоскости орбиты, то есть вектор состояния  $X$  будет включать в себя период об-

ращения КА на орбите  $T$ , эксцентриситет орбиты  $e$  и долготу точки стояния  $\lambda$ :

$$X = \{T, \lambda, e\}^T.$$

В результате действия различных возмущений будем иметь вектор отклонения состояния  $\Delta X = \{\Delta T, \Delta \lambda, \Delta e\}^T$ . Здесь  $\Delta T = T - T_3$ ;  $\Delta e = e - e_{ГСО}$ ;  $\Delta \lambda = \lambda - \lambda_P$ ;  $T, e, \lambda$  – текущие значения периода обращения, эксцентриситета и долготы точки стояния КА на орбите соответственно;  $T_3$  – период обращения КА на ГСО, равный звёздным суткам  $T_3 = 86164,09$  с;  $e_{ГСО} = 0$  – эксцентриситет геостационарной орбиты;  $\lambda_P$  – долгота рабочей точки стояния КА.

После проведения корректирующего манёвра вектор  $\Delta X$  переходит в вектор  $\Delta X_K = \{\Delta T_K, \Delta \lambda_K, \Delta e_K\}^T$ . Тогда задача управления формулируется как задача оптимального управления с функционалом

$$I = \Delta X_K^T \Lambda \Delta X_K \rightarrow \min, \quad (1)$$

где  $\Lambda$  – матрица постоянных коэффициентов.

Примем, что корректирующий манёвр реализуется за счёт создания малого трансверсального ускорения  $a_T$ . Вектор управления состоит из последовательности длительностей  $\tau$  активных ( $I, \dots, k$ ) и пассивных ( $III, \dots, Pk$ ) участков  $u = \{\tau_I, \dots, \tau_k, t_{PI}, \dots, t_{Pk}\}^T$ .

$$e = \sqrt{\left[ e_0^2 + 16\mu^2 a_T^2 h_0^8 \sin^2 \left( \frac{\tau}{2\mu h_0^3} \right) + 8\mu a_T h_0^4 \sin \left( \frac{\tau}{2\mu h_0^3} \right) \cdot e_0 \cos \left( F_0 + \frac{\tau}{2\mu h_0^3} - \arccos \left( \frac{e_{x0}}{e_0} \right) \right) \right]}.$$

Переходя от равноденственных к оскулирующим элементам, получим

$$e = \sqrt{\left[ e_0^2 + 4 \frac{T_0^2}{\pi^2} a_T^2 \left( \frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{2/3} \sin^2 \left( \frac{\pi}{T_0} \tau \right) + 4a_T \frac{T_0}{\pi} \left( \frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{1/3} \cdot \sin \left( \frac{\pi}{T_0} \tau \right) \cdot e_0 \cos \left( \vartheta_0 + \frac{\pi}{T_0} \tau \right) \right]},$$

где  $e_0, T_0, \vartheta_0$  – соответственно эксцентриситет орбиты, период обращения и истинная аномалия в начальный момент времени;  $\tau$  – длительность активного участка.

Из полученного выражения для эксцентриситета следует, что максимальное

### Математическая модель движения КА при малом трансверсальном ускорении

Уравнения движения КА при малом трансверсальном ускорении  $a_T$  в равноденственных элементах имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= \frac{h^2}{1 + e_x \cos F + e_y \sin F} a_T, \\ \frac{de_x}{dt} &= h \cdot a_T (e_x + 2\cos F + e_x \cos^2 F + e_y \sin F \cos F), \\ \frac{de_y}{dt} &= h \cdot a_T (e_y + 2\sin F + e_y \sin^2 F + e_x \sin F \cos F), \\ \frac{dF}{dt} &= \frac{(1 + e_x \cos F + e_y \sin F)^2}{h^3 \mu}, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $h = \sqrt{\frac{p}{\mu}}$ ,  $e_x = e \cdot \cos(\Omega + \omega)$ ;  $e_y = e \cdot \sin(\Omega + \omega)$ ;  $F = \vartheta + \Omega + \omega$ ;  $p$  – фокальный параметр;  $\vartheta$  – истинная аномалия;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $\omega$  – аргумент перицентра;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли.

Учитывая малое значение эксцентриситета, пренебрежём малыми членами в уравнениях системы (2) и, решив эту систему дифференциальных уравнений, получим выражение для изменения эксцентриситета на активном участке

уменьшение эксцентриситета имеет место, если включение ЭРД будет в точке, где истинная аномалия удовлетворяет условию:

$$\vartheta_0 = \pi - \frac{\pi}{T_0} \tau + 2\pi t, \quad \text{при } a_T > 0, \quad (3)$$

$$g_0 = 2\pi - \frac{\pi}{T_0} \tau + 2\pi m \quad \text{при } a_T > 0, \quad (4)$$

где  $m \in Z$ .

Если предположить, что ЭРД включается только в момент времени, когда истинная аномалия принимает значение, определяемое выражением (3) или (4), и учитывая, что продолжительность активного участка  $\tau$  имеет малую величину по сравнению с величиной периода обращения в начальный момент включения двигателя  $T_0$ , то выражение для эксцентриситета в этом случае имеет вид

$$e \cong \left| e_0 - 2 \cdot a_T \frac{T_0}{\pi} \left( \frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{1/3} \cdot \left( \frac{\pi}{T_0} \tau \right) \right| = \left| e_0 - 2 \cdot a_T \left( \frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{1/3} \tau \right|$$

или в дискретном виде

$$\Delta e(k+1) = \left| \Delta e(k) - 2 \cdot a_T \left( \frac{T_3 + \Delta T(k)}{2\pi \cdot \mu} \right)^{1/3} \tau(k) \right|, \quad k = 0, \dots, N-1, \quad (5)$$

где  $N$  – число шагов коррекции орбиты, а шаг представляет собой последовательность пассивного и активного участков.

Продолжительность пассивных участков в этом случае определяется следующими выражениями:

$$t_{\Pi} = \frac{T_0}{2} (1 + 2m) - \frac{\tau}{2} - \frac{g_0 T_0}{2\pi} \quad \text{при } a_T > 0, \quad (6)$$

$$t_{\Pi} = T_0(1 + m) - \frac{\tau}{2} - \frac{g_0 T_0}{2\pi} \quad \text{при } a_T < 0. \quad (7)$$

В вектор состояния  $X$  помимо эксцентриситета входят ещё период обращения КА  $T$  и долгота точки стояния  $\lambda$ .

Период обращения КА на орбите через равноденственные элементы определяется выражением

$$T = 2\pi \mu h^3. \quad (8)$$

Из (8), учитывая малость трансверсального ускорения и продолжительность его действия, получим в дискретном виде уравнение, описывающее изменение периода обращения КА при действии на него малого трансверсального ускорения  $a_T$  в течение времени  $\tau$ :

$$\Delta T(k+1) = \Delta T(k) + 3 \cdot a_T (T_3 + \Delta T(k)) \cdot \sqrt[3]{\frac{T_3 + \Delta T(k)}{2\pi \cdot \mu}} \cdot \tau(k).$$

Изменение средней долготы в дискретном виде будет описываться следующим уравнением:

$$\Delta \lambda(k+1) = \Delta \lambda(k) + \left( \frac{2\pi}{T_3 + \Delta T(k)} - \omega_3 \right) \cdot (t_{\Pi}(k) + \tau(k)).$$

Таким образом, дискретная модель плоского движения геостационарного КА под действием малого трансверсального ускорения имеет вид:

$$\begin{aligned} \Delta T(k+1) &= \Delta T(k) + 3 \cdot a_T (T_3 + \Delta T(k)) \cdot \sqrt[3]{\frac{T_3 + \Delta T(k)}{2\pi \cdot \mu}} \cdot \tau(k), \\ \Delta \lambda(k+1) &= \Delta \lambda(k) + \left( \frac{2\pi}{T_3 + \Delta T(k)} - \omega_3 \right) \cdot (t_{\Pi}(k) + \tau(k)), \\ \Delta e(k+1) &= \left| \Delta e(k) - 2 \cdot a_T \left( \frac{T_3 + \Delta T(k)}{2\pi \cdot \mu} \right)^{1/3} \tau(k) \right|, \quad k = 0, \dots, N-1, \end{aligned} \quad (9)$$

где  $t_{\Pi}(k)$  определяется из (6) или (7).

### Решение задачи терминального управления

Для модели движения (9) необходимо решить задачу оптимального управления с функционалом (1).

Примем, что структура управления состоит из трёх активных участков  $AB$ ,  $CD$ ,  $EO$  (рис. 1) соответственно продолжительностью  $\tau_0$ ,  $\tau_1$ ,  $\tau_2$  и двух пассивных участков продолжительностью  $t_{П1}$  и  $t_{П2}$ . На участке  $AB$  происходит уменьшение эксцентриситета до нуля, на участке  $CD$  эксцентриситет увеличивается до некоторого значения  $e'$ , затем на участке  $EO$  эксцентриситет снова уменьшается до нуля. Такая структура управления позволяет гарантированно привести КА с двигателем малой тяги в заданную точку ГСО с требуемой точностью по периоду, долготе и эксцентриситету.

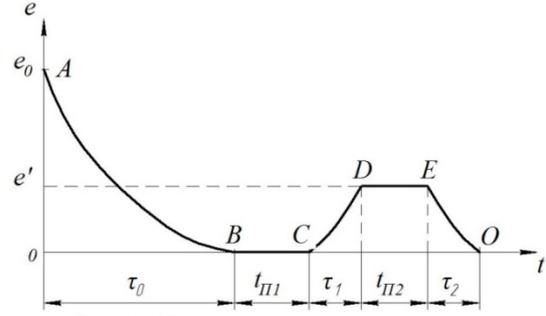


Рис. 1. Изменение эксцентриситета при трёхшаговой структуре управления

Учитывая выбранную структуру управления и используя при решении задачи подход, основанный на методе динамического программирования, получим аналитическое решение задачи терминального управления для дискретной модели движения КА (9) в виде

$$\tau_0 = \frac{\Delta e_0}{2 \cdot a_T \sqrt[3]{\frac{T_3 + \Delta T_0}{2\pi \cdot \mu}}}, \quad \tau_1 = \frac{1}{a_T \left(\frac{T_3 + \Delta T_C}{2\pi \cdot \mu}\right)^{1/3}} \left(1 - \sqrt{1 + \frac{\Delta T_C}{3 \cdot (T_3 + \Delta T_C)}}\right),$$

$$\tau_2 = \frac{1}{a_T \left(\frac{T_3 + \Delta T_C}{2\pi \cdot \mu}\right)^{1/3}} \left(1 - \sqrt{1 + \frac{\Delta T_C}{3 \cdot (T_3 + \Delta T_C)}}\right) \sqrt{1 + \frac{\Delta T_C}{3(T_3 + \Delta T_C)}}, \quad (10)$$

где  $\Delta T_C = \Delta T_0 + 3a_T(T_3 + \Delta T_0) \sqrt[3]{\frac{T_3 + \Delta T_0}{2\pi \cdot \mu}} \tau_0$ ;

$$t_{П2} = (1 + 3S) \left[ T_C(1 + m) - \tau_1 \cdot \left( \frac{1 - S}{2(1 + 3S)} + \frac{2}{2 + 3S} \right) \right] \quad \text{при } a_T < 0,$$

$$t_{П2} = (1 + 3S) \left[ T_C \left( \frac{1}{2} + m \right) - \tau_1 \cdot \left( \frac{1 - S}{2(1 + 3S)} + \frac{2}{2 + 3S} \right) \right] \quad \text{при } a_T > 0,$$

где  $m \in Z$ ,  $S = 1 - \sqrt{1 + \frac{\Delta T_C}{3T_C}}$ ;

$$t_{П1} = (\Delta \lambda_C - \Delta \lambda_B) / \left( \frac{2\pi}{T_3 + \Delta T_C} - \omega_3 \right),$$

$$\text{где } \Delta \lambda_C = -2\pi - \left( \frac{2\pi}{T_3 + \Delta T_C} - \omega_3 \right) \cdot \tau_1 - \left( \frac{2\pi}{(T_3 + \Delta T_C) \cdot \left( 1 + 3a_T \sqrt[3]{\frac{T_3 + \Delta T_C}{2\pi \cdot \mu}} \cdot \tau_1 \right)} - \omega_3 \right) \cdot (t_{П2} + \tau_2),$$

$$\Delta \lambda_B = \Delta \lambda_0 + \left( \frac{2\pi}{T_3 + \Delta T_0} - \omega_3 \right) \cdot \tau_0.$$

Для найденного решения представлены фазовые траектории КА для двух случаев: начальное отклонение периода положительное ( $\Delta T_0 > 0$ ) (рис. 2) и начальное отклонение периода отрицательное ( $\Delta T_0 < 0$ ) (рис. 3).

Как видно из рис. 2, 3, если отклонение периода обращения  $\Delta T_C$  от звёздных суток  $T_3$  в точке  $C$  имеет знак, отличный от начального отклонения периода  $\Delta T_0$ , то направление трансверсального ускорения  $a_T$  меняется на противоположное.

На рис. 4, 5 представлен пример моделирования коррекции орбиты геостационарного КА с помощью ЭРД малой тяги. При этом продолжительности активных и пассивных участков равны:  $\tau_0 = 7758$  с,  $\tau_1 = 1997$  с,  $\tau_2 = 1998$  с,  $t_{п1} = 260200$  с  $\approx 3$  суток,  $t_{п2} = 40170$  с  $\approx 0,46$  суток.

Конечные отклонения параметров орбиты: периода орбиты  $\Delta T_K = 1,3$  с, долготы точки стояния  $\Delta \lambda_K = 0,15^\circ$ , эксцентриситета  $\Delta e_K = 1 \times 10^{-4}$ .

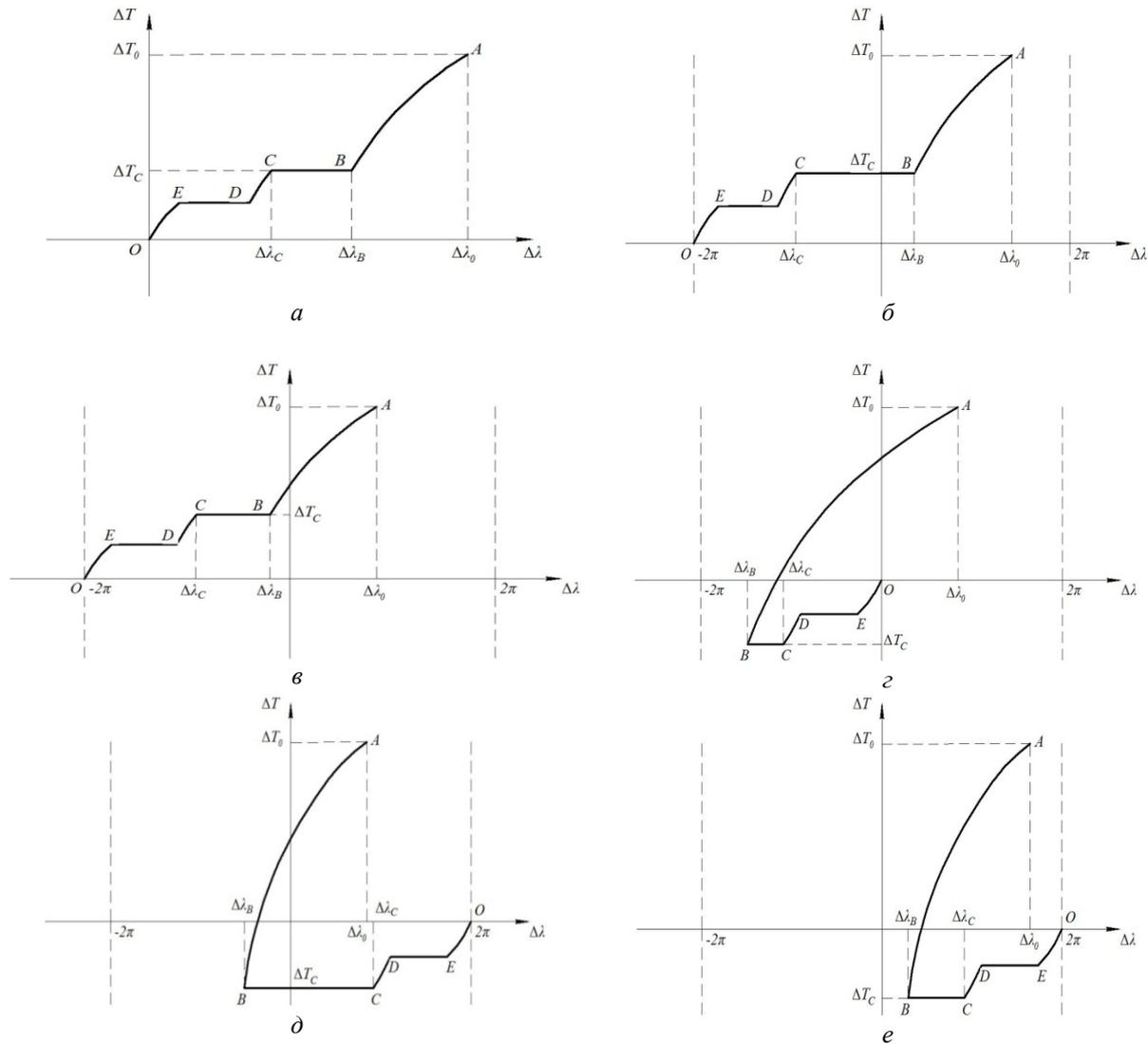


Рис. 2. Фазовые траектории КА при  $\Delta T_0 > 0$ :

- $a - \Delta T_C > 0, \Delta \lambda_B > 0, \Delta \lambda_C > 0$  и  $\Delta \lambda_C < \Delta \lambda_B$ ;  $б - \Delta T_C > 0, \Delta \lambda_B > 0, \Delta \lambda_C < 0$  и  $|\Delta \lambda_B| < |\Delta \lambda_C|$ ;
- $в - \Delta T_C > 0, \Delta \lambda_B < 0, \Delta \lambda_C < 0$ ;  $г - \Delta T_C < 0, \Delta \lambda_B < 0, \Delta \lambda_C < 0$  и  $|\Delta \lambda_C| < |\Delta \lambda_B|$ ;
- $е - \Delta T_C < 0, \Delta \lambda_B < 0$  и  $\Delta \lambda_C > 0$ ;  $е - \Delta T_C < 0, \Delta \lambda_B > 0$

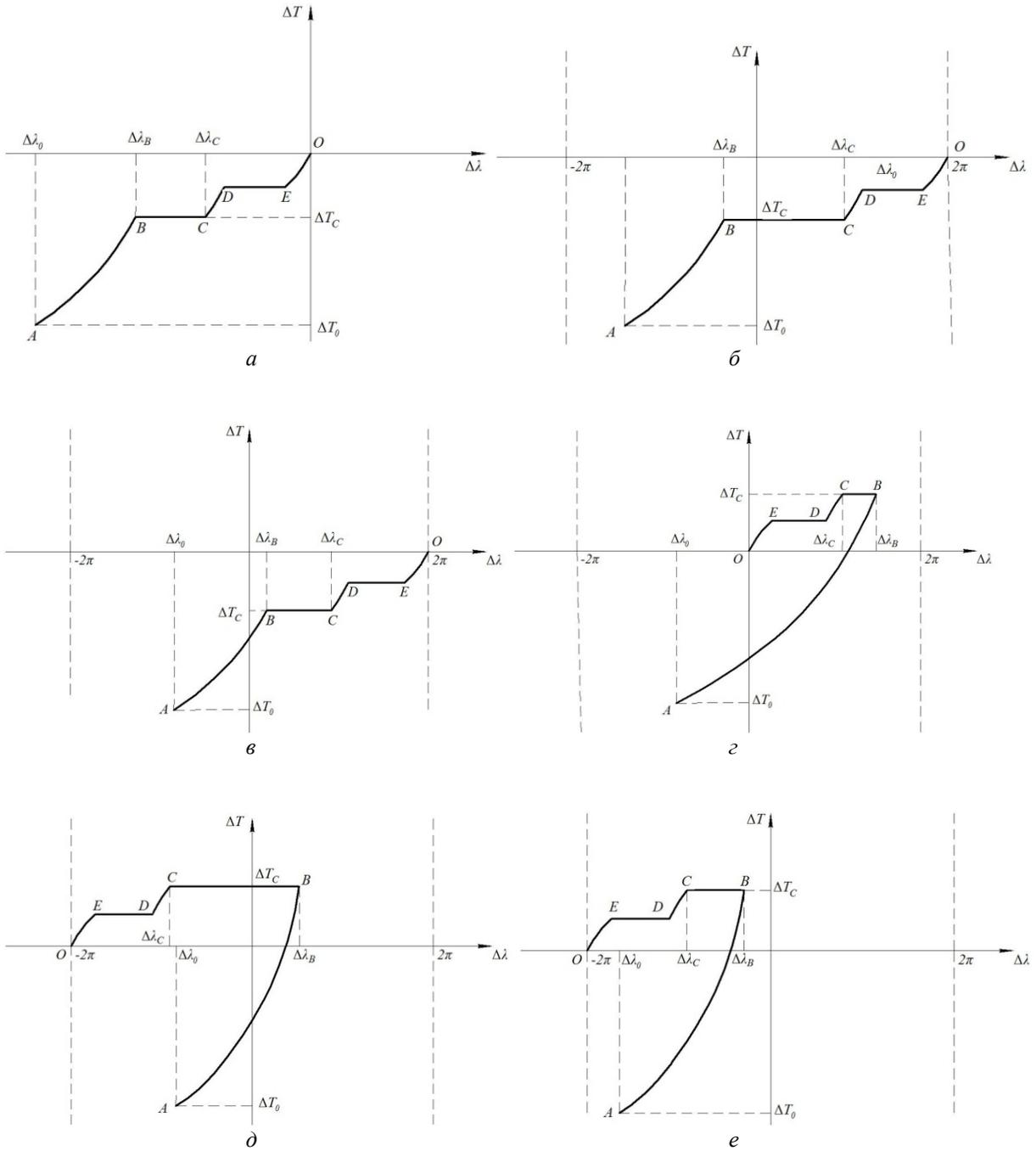


Рис. 3. Фазовые траектории КА при  $\Delta T_0 < 0$ :

*a* –  $\Delta T_C < 0$ ,  $\Delta \lambda_B < 0$ ,  $\Delta \lambda_C < 0$  и  $|\Delta \lambda_C| < |\Delta \lambda_B|$ ;

*б* –  $\Delta T_C < 0$ ,  $\Delta \lambda_B < 0$  и  $|\Delta \lambda_B| < |\Delta \lambda_C|$ ;

*в* –  $\Delta T_C < 0$ ,  $\Delta \lambda_B > 0$ ,  $\Delta \lambda_B > \Delta \lambda_C$ ;

*г* –  $\Delta T_C > 0$ ,  $\Delta \lambda_B > 0$ ,  $\Delta \lambda_C > 0$  и  $\Delta \lambda_C < \Delta \lambda_B$ ;

*д* –  $\Delta T_C > 0$ ,  $\Delta \lambda_B > 0$  и  $\Delta \lambda_C < 0$ ;

*е* –  $\Delta T_C > 0$ ,  $\Delta \lambda_B < 0$

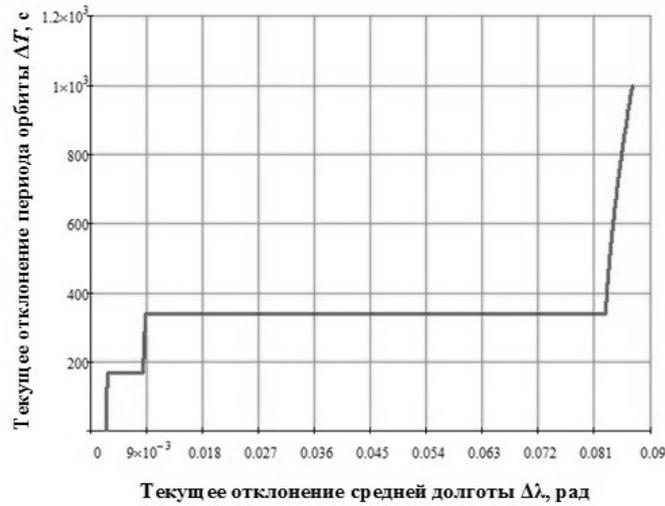


Рис. 4. Фазовая траектория движения геостационарного КА при коррекции орбиты с помощью ЭРД малой тяги ( $a_0 = 0,001 \text{ м/с}^2$ ,  $\Delta T_0 = 1000 \text{ с}$ ,  $e_0 = 0,005$ ,  $\Delta \lambda_0 = 0,087 \text{ рад}$ )

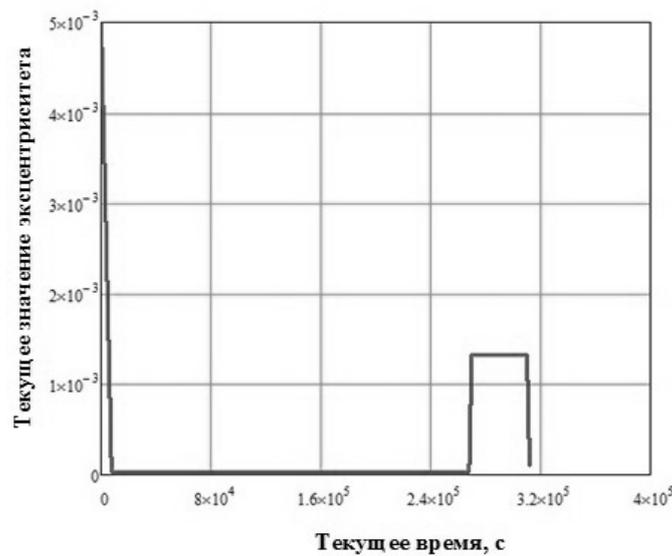


Рис. 5. Изменение эксцентриситета орбиты геостационарного КА при проведении коррекции орбиты с помощью ЭРД малой тяги ( $a_0 = 0,001 \text{ м/с}^2$ ,  $\Delta T_0 = 1000 \text{ с}$ ,  $e_0 = 0,005$ ,  $\Delta \lambda_0 = 0,087 \text{ рад}$ )

### Оценка затрат характеристической скорости

Получим выражение для оценки затрат характеристической скорости при коррекции ГСО на основе трёхшагового алгоритма терминального управления как функции начальных граничных условий.

Затраты характеристической скорости определяются выражением

$$\Delta V_{ХК} = |a_T| \cdot (\tau_0 + \tau_1 + \tau_2). \tag{11}$$

Подставляя (10) в (11) и произведя преобразование, получим выражение для оценки затрат характеристической скорости в виде функции от начальных граничных условий ( $T_0, e_0$ ):

$$\Delta V_{\text{ХК}} = \left( \frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{-1/3} \cdot \left( \frac{\Delta e_0}{2} \pm \frac{1}{3} \cdot \left( 1 + \frac{\Delta e_0}{2} - \frac{T_3}{T_0} \left( 1 + \frac{\Delta e_0}{2} \right)^4 \right) \right) \text{ при } \Delta T_0 > 0,$$

где знак «+» при  $T_0 \left( 1 - 3 \frac{\Delta e_0}{2} \right) - T_3 > 0$ , знак «-» при  $T_0 \left( 1 - 3 \frac{\Delta e_0}{2} \right) - T_3 < 0$ ;

$$\Delta V_{\text{ХК}} = \left( \frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{-1/3} \cdot \left( \frac{\Delta e_0}{2} \pm \frac{1}{3} \cdot \left( 1 - \frac{\Delta e_0}{2} - \frac{T_3}{T_0} \left( 1 - \frac{\Delta e_0}{2} \right)^4 \right) \right) \text{ при } \Delta T_0 < 0,$$

где знак «+» при  $T_0 \left( 1 + 3 \frac{\Delta e_0}{2} \right) - T_3 > 0$ , знак «-» при  $T_0 \left( 1 + 3 \frac{\Delta e_0}{2} \right) - T_3 < 0$ .

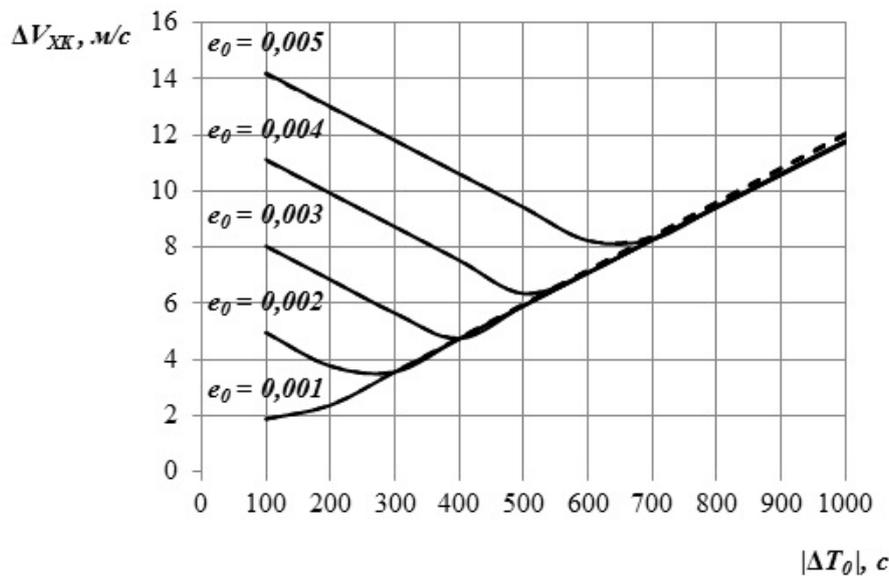


Рис. 6. Затраты характеристической скорости при коррекции ГСО с помощью ЭРД малой тяги на основе трёхшагового алгоритма терминального управления: сплошные линии —  $\Delta T_0 > 0$ , пунктирные линии —  $\Delta T_0 < 0$

На рис. 6 представлена зависимость затрат характеристической скорости от начальных граничных условий  $\Delta T_0$  и  $e_0$  при коррекции ГСО с помощью ЭРД на основе трёхшагового алгоритма терминального управления.

### Заключение

Для поставленной задачи управления плоскими параметрами орбиты геостационарного КА с двигателем малой тяги получено приближённое аналитическое решение в виде трёхшагового алгоритма терминального управления периодом орбиты, долготой и эксцентрисите-

том. При моделировании движения КА под действием малого трансверсального ускорения алгоритм показал достаточно высокую точность. Так, при использовании предложенного трёхшагового алгоритма управления конечные отклонения по периоду составили 1-2 секунды, по долготе —  $0,1-0,15^0$ , по эксцентриситету —  $10^{-4}$ . Продолжительность корректирующего манёвра при начальных значениях отклонения долготы стояния в пределах  $5^0$  составила 5-10 суток, при больших значениях отклонения долготы стояния продолжительность может составлять до нескольких десятков суток.

### Библиографический список

1. Чернявский Г.М., Бартнев В.А., Мальшев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.

### Информация об авторах

**Салмин Вадим Викторович**, доктор технических наук, профессор, заместитель заведующего кафедрой космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru). Область научных интересов: оптимизация космических перелётов с двигателями малой тяги.

**Четвериков Алексей Сергеевич**, кандидат технических наук, инженер кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [chetverikov86@yandex.ru](mailto:chetverikov86@yandex.ru). Область научных интересов: оптимизация космических перелётов с двигателями малой тяги.

## CONTROL OF IN-PLANE ORBIT PARAMETERS OF A GEOSTATIONARY LOW-THRUST SATELLITE

© 2015 V. V. Salmin, A. S. Chetverikov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The article focuses on the development of algorithms for controlling the parameters of the orbit of a geostationary satellite with the help of a low-thrust engine. We consider only the control of two-dimensional parameters that define the position of the satellite in the orbital plane, namely, the orbit time, the eccentricity and the point longitude of satellite observation. A two-dimensional problem of geostationary spacecraft terminal control is formulated. It is assumed that the correction maneuver is carried out by creating low transversal acceleration with the help of low-thrust electric propulsion, and the control vector consists of a sequence of durations of powered and unpowered portions. In this regard, the two-dimensional terminal control problem is solved in a discrete setting. For this purpose, a discrete model of the motion of a geostationary spacecraft in the orbital plane under the influence of low transversal acceleration is developed. It is quite difficult to solve the problem posed by using the traditional method of dynamic programming based on the use of the Bellman equation since the resulting discrete model of the satellite motion is a non-linear system of equations. Therefore, an approximate pattern of solving the problem on the basis of a three-step algorithm of the terminal control of the orbit time, eccentricity and point longitude of satellite observation is proposed in the paper. As a result, the plane terminal control problem is solved in an analytical form. Analytical expressions for estimating the costs of characteristic velocity correction maneuver using a three-step algorithm of terminal control are obtained. In modeling the motion of a geostationary satellite under the influence of low transversal acceleration the algorithm showed sufficiently high accuracy.

*Low thrust; geostationary orbit; terminal control; correction of the orbit.*

### References

1. Chernjavskiy G.M., Bartnev V.A., Malyshev V.A. *Upravlenie orbitoy statsionarnogo sputnika* [Control of the geostationary satellite orbit]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 144 p.

### **About the authors**

**Salmin Vadim Viktorovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: [sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru). Area of Research: optimization of low-thrust space missions.

**Chetverikov Alexey Sergeevich**, Candidate of Science (Engineering), engineer of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: [chetverikov86@yandex.ru](mailto:chetverikov86@yandex.ru). Area of Research: optimization of low-thrust space missions.

УДК 629.7.01:536

## АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2015 В. И. Азаренков

Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»  
г. Харьков, Украина

Проблема анализа температурных полей элементов конструкций летательных аппаратов является центральной для обеспечения эксплуатационной надежности последних. В работе изложены результаты разработки методов расчёта температурных полей проектируемых и действующих изделий, основанные на аналитическом решении уравнения теплопроводности для основных форм конструкций. Методом разделения переменных получено решение уравнения теплопроводности для параллелепипеда и цилиндра с источниками теплоты аналогичной формы. Получено общее выражение решения уравнения теплопроводности для тел простейшей формы (параллелепипед, цилиндр и его сегмент, шар и его сегмент) с объёмным, плоским, линейным или точечным источниками тепла. Предложена математическая модель для анализа тепловых полей элементов конструкций летательных аппаратов. Разработаны математическая и тепловая модели для анализа температурных полей бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

*Анализ температурных полей, решение уравнения теплопроводности, тепловая и математическая модели конструкции.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-102-109

На тепловой режим элементов конструкций летательных аппаратов (ЭКЛА) оказывают влияние геометрическая форма, физические и энергетические особенности конструкции изделия, условия эксплуатации ЭКЛА. В свою очередь, форма элементов конструкции играет роль при выборе метода теоретического исследования температурного поля. Наиболее простые решения получаются для конструкций простой формы: пластина, параллелепипед, цилиндр, шар. Подавляющее большинство ЭКЛА имеют форму прямоугольного параллелепипеда или близкую к ней. Цилиндрическая или сферическая формы изделий встречаются реже.

Будем иметь в виду, что форму ЭКЛА (а также и источников тепла) в тепловой модели для удобства расчётов можно изменять таким образом, чтобы деформация последних не повлияла на температурное поле. Это может быть осуществлено двумя способами – путём деформации формы конструкции при неизменном объёме или путём изменения объёма конструкции [1]. Поэтому расчёты можно значительно упростить, приводя

формы источников тепла и конструкции к наиболее простым. Кроме того, любое произвольное тело, ограниченное некоторой поверхностью, можно разбить для удобства расчётов на сегменты любой простой формы: параллелепипед, сегменты цилиндра и шара в зависимости от вида используемых координат. Все сегменты представляются отрезками, например, в декартовой системе координат – прямой одинаковой длины даже в том случае, когда в реальном твёрдом теле стороны ячеек не будут равны. «Важно лишь, чтобы сегменты имели те же тепловое сопротивление и теплоёмкость, что и криволинейные сегменты различной длины, которые они представляют. В этих случаях любое твёрдое тело с тремя измерениями можно представить состоящим из ячеек в форме параллелепипедов, твёрдое тело с двумя измерениями – в виде прямоугольной сетки и т. д. Сказанное относится к телу произвольной структуры и произвольной формы, поскольку это тело можно разделить на ортогональные ячейки бесконечным числом способов, придерживаясь силовых линий и изотерм поля...» [2].

Одним из основных элементов конструкций летательных аппаратов является радиоэлектронная аппаратура (РЭА). Прямоугольный параллелепипед – наиболее часто встречающаяся в практике форма как основной конструкции РЭА, так и отдельных её блоков, модулей и элементов. В этом случае источник тепла также имеет форму прямоугольного параллелепипеда (слово «прямоугольный» для удобства изложения условимся в дальнейшем опускать). На практике при проведении тепловых расчётов форму элементов конструкции, как было указано выше, при необходимости всегда возмож-

но формально преобразовать в нужную, например, в прямоугольный параллелепипед. В этом случае наиболее удобной для описания температурного поля является ортогональная система координат.

В рассматриваемой тепловой модели координата  $r_i$  определяется центром или полюсом источника тепла  $O$  (рис. 1), который представляет собой точку наибольшего разогрева последнего. Координаты полюса будут определены ниже и совпадают с геометрическим центром в случае одинакового теплообмена с противоположных граней нагретой зоны.

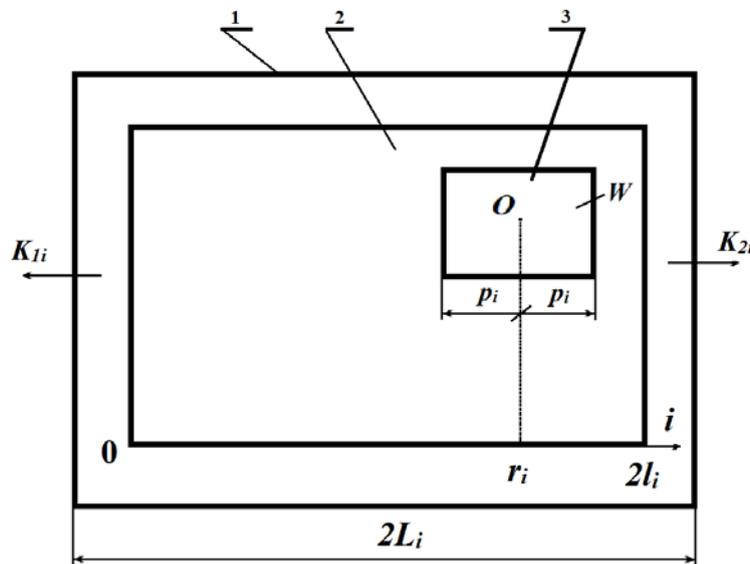


Рис. 1. Тепловая модель формы параллелепипеда с источником тепла:

1 – кожух; 2 – нагретая зона; 3 – источник тепла;  $i\{x, y, z\}$  – индексное обозначение координат,  $2L_i$ ,  $2l_i$  и  $2p_i$  – размеры кожуха, нагретой зоны и источника тепла вдоль  $i$ -й координаты;  $r_i$  – координата размещения источника тепла в нагретой зоне вдоль  $i$ -й координаты;  $K_{1i, 2i}$  – коэффициенты теплопередачи от нагретой зоны через кожух в окружающую среду вдоль  $i$ -й координаты;  $W = P / (2p_x 2p_y 2p_z)$  – удельная мощность рассеивания источника тепла;  $P$  – мощность источника тепла

Большинство конструктивных элементов РЭА, встречающихся на практике, имеют форму параллелепипеда: стойки, блоки, модули, платы, микросхемы. Стойки набираются из произвольно расположенных блоков с различной рассеиваемой мощностью.

Используем стандартные для такого класса задач допущения:

– удельная теплоёмкость  $C$  и плотность  $\gamma$  не зависят от координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$  и температуры перегрева  $\vartheta$  (разница между

температурой тела и температурой окружающей среды);

– внутри источника тепла коэффициент эффективной теплопроводности  $\lambda = \infty$ , т.е. температура на его поверхности и по объёму распределена равномерно, что соответствует техническим условиям на элементы, где задаётся средняя температура;

– в выбранных направлениях координат тело изотропно и имеет постоянные и не зависящие от температуры перегрева

Э значения коэффициентов теплопроводности  $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ , которые в общем случае не равны друг другу.

Таким образом, общая постановка задачи является традиционной и сводится к решению следующего уравнения теплопроводности:

$$\frac{\partial \vartheta}{\partial \tau} = \frac{1}{C\gamma} \left[ \lambda_x \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial x^2} + \lambda_y \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial y^2} + \lambda_z \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial z^2} \right] + \frac{W}{C\gamma}$$

при нулевых начальных  $\vartheta(x, y, z, \tau=0)=0$  и граничных условиях третьего рода

$$\left. \begin{aligned} \left[ \lambda_i \frac{\partial \vartheta}{\partial i} - K_{1i} \vartheta \right]_{i=0} &= 0, \\ \left[ \lambda_i \frac{\partial \vartheta}{\partial i} - K_{2i} \vartheta \right]_{i=2l_i} &= 0, \end{aligned} \right\} i = x, y, z,$$

где  $\tau$  – время.

Используя замену независимых переменных, классические преобразования координат и функции температуры, в результате решения этого уравнения методом разделения переменных [3] после преобразования получаем выражение, позволяющее рассчитывать температурное поле в телах формы параллелепипеда с объёмным источником теплоты той же формы:

$$\vartheta(x, y, z, \tau) = \sum_{a_x=1}^{\infty} \sum_{a_y=1}^{\infty} \sum_{a_z=1}^{\infty} \frac{64WT_{a_i}(\tau)}{\sum_{i=x,y,z} \left( \frac{\mu_{a_i}}{2l_i} \right)^2 \lambda_i + q} \times \prod_{i=x,y,z} \frac{\sin \mu_{a_i} \frac{p_i}{2l_i} \cos \mu_{a_i} \left( \frac{i}{2l_i} - \frac{1}{m_i} \right) \cos \left( \frac{r_i}{2l_i} - \frac{1}{m_i} \right)}{\mu_{a_i} + \sin \mu_{a_i} \cos \mu_{a_i} \left( 1 - \frac{2}{m_i} \right)}, \quad (1)$$

где

$$T_{a_i}(\tau) = 1 - \exp \left( - \frac{\tau}{C\gamma} \left[ \sum_{j=x,y,z} \left( \frac{\mu_{a_j}}{2l_j} \right)^2 \lambda_j + q \right] \right) -$$

функция разогрева источника, и при стационарном режиме работы  $T_{a_i}(\tau)=1$ ;

$q$  – коэффициент температурной зависимости источников тепла;

$\mu$  – корни характеристического

уравнения:  $\text{ctg } \mu_x = \frac{\mu_x^2 - Bi_{1x} Bi_{2x}}{\mu_x (Bi_{1x} + Bi_{2x})}$ .

Если таких источников много (например,  $N$ ) и они температурнезависимы ( $q=0$ ), то по принципу суперпозиции полей можно записать

$$\vartheta(x, y, z) = \sum_{j=1}^N \vartheta_j(x, y, z),$$

где  $\vartheta_j(x, y, z)$  рассчитывается по (1).

Для температурозависимых источников тепла (на практике весьма редкий для РЭА случай, так как обычно по определению мощность элементов-источников не должна зависеть от температуры или зависимость выражена очень слабо) можно также найти картину температурного поля в нагретой зоне, применяя одновременно методы последовательных приближений и суперпозиции полей.

Для удобства и краткости записи в дальнейшем обозначим символом надчёркивания любую переменную, нормированную относительно значения  $2l$ , например:  $\frac{\mu_i}{2l_i} = \overline{\mu}_i$ . Используя (1), найдём решение для плоских, линейных и точечных источников теплоты, достаточно часто встречающихся на практике. Для удобства изложения из общего решения (1) выделим только те множители, которые будут изменяться. Раскрывая неопределённость с помощью первого замечательного предела и подставляя полученный результат в формулу решения уравнения теплопроводности, получим общее аналитическое выражение решения уравнения теплопроводности для параллелепипеда с объёмным, плоским, линейным или точечным источником тепла:

решение для плоских, линейных и точечных источников теплоты, достаточно часто встречающихся на практике. Для удобства изложения из общего решения (1) выделим только те множители, которые будут изменяться. Раскрывая неопределённость с помощью первого замечательного предела и подставляя полученный результат в формулу решения уравнения теплопроводности, получим общее аналитическое выражение решения уравнения теплопроводности для параллелепипеда с объёмным, плоским, линейным или точечным источником тепла:

$$\vartheta(x, y, z) = \sum_{a_x=1}^{\infty} \sum_{a_y=1}^{\infty} \sum_{a_z=1}^{\infty} PG_{a_x, y, z} T_{a_x, y, z}(\tau) \prod_{i=x, y, z} M_{a_i},$$

где

$$G_{a_{x,y,z}} = \frac{1}{\sum_{i=x,y,z} R_{a_i}}$$

$$T_{a_{x,y,z}}(\tau) = 1 - \exp\left(-c^{-1}\gamma^{-1}G_{a_{x,y,z}}^{-1}\tau\right),$$

$$M_{a_i} = \frac{d_i \mu_{a_i}^{n_1} \sin^{n_2} 0,5 \mu_{a_i} \bar{p}_i}{p_i^{n_2} l_i^{n_4} \left[\mu_{a_i} + \sin \mu_{a_i} \cos \mu_{a_i} (1 - 2b_{a_i})\right]^{n_3}} \times \left[\cos \mu_{a_i} (\bar{r}_i - b_{a_i}) \cos \mu_{a_i} (\bar{i}_i - b_{a_i})\right]^{n_3},$$

$b$  определяется из характеристического уравнения:  $b = \frac{1}{\mu} \operatorname{arccotg} \frac{\mu}{Bi_1}$ ; значения  $d_i, n_1, n_2, n_3, n_4, R_{a_i}$  приведены в табл. 1.

Таблица 1. Значения величин  $d_i, n_1, n_2, n_3, n_4, R_{a_i}$

Параметры	$Bi_{1i} > 0$		$Bi_{1i} = 0$
	$p_i > 0$	$p_i = 0$	
$d_i$	4	2	1
$n_1$	0	1	0
$n_2$	1	0	0
$n_3$	1	1	0
$n_4$	0	1	1
$R_{a_i}$	$(\bar{\mu}_{a_i})^2 \lambda_i$	$(\bar{\mu}_{a_i})^2 \lambda_i$	$\bar{k}_{1i} b_{a_i}^{-1} l_i^{-1}$

Наиболее распространённая форма элементов конструкций летательных аппаратов – прямоугольный круглый цилиндр или его сегменты. Рассмотрим задачу анализа температурного поля круглого цилиндра или его сегмента с источником тепла той же формы. Решать уравнение теплопроводности для цилиндра будем как и в задаче для параллелепипеда.

Нагретая зона и источник тепла представляют собой прямоугольный кру-

Таким образом, получена математическая модель, позволяющая анализировать температурные поля элементов конструкций летательных аппаратов формы параллелепипеда с источниками тепла, в частности РЭА. Допущения, сделанные при поиске решения уравнения теплопроводности, являются стандартными, правомерность которых доказана. Использование вычислительной техники при расчётах снимает вопрос сложности вычисления суммы бесконечного ряда. Отметим, что сходимость подобных рядов доказана, а использование для вычислений только первого члена ряда даёт возможность проведения экспресс-анализа с достаточной точностью для принятия проекторочных решений по конструкции РЭА.

говой цилиндр или его часть, ограниченную координатными поверхностями прямоугольных цилиндрических координат  $r\theta\varphi z$  (рис. 2).

Все условия аналогичны предыдущей постановке задачи с прямоугольным параллелепипедом (слова «прямоугольный» и «круговой» в дальнейшем будем опускать).

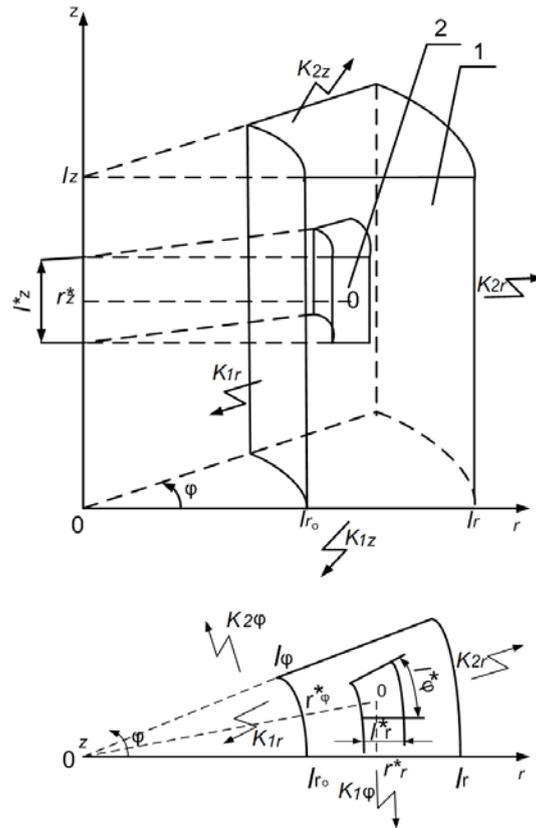


Рис. 2. Тепловая модель нагретой зоны с источником тепла, имеющих форму цилиндра, ограниченного координатными поверхностями: 1 – нагретая зона; 2 – источник тепла

Математически формулировка задачи имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \vartheta}{\partial \tau} = \frac{1}{c\gamma} \left[ \frac{\lambda_r}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \frac{\partial \vartheta}{\partial r} \right) + \frac{\lambda_\varphi}{\varphi^2} \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial \varphi^2} + \lambda_z \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial z^2} \right] + \frac{W}{c\gamma}; \\ \vartheta = \vartheta(x, y, z); \quad W = W(x, y, z, \vartheta); \\ \lambda_r = \lambda(r); \quad \lambda_\varphi = \lambda(\varphi); \quad \lambda_z = \lambda(z); \\ C = \text{const}; \quad \gamma = \text{const}; \\ l_{r0} \leq r \leq l_r; \quad 0 \leq \varphi \leq l_\varphi; \quad \max l_\varphi = 2\pi; \\ 0 \leq z \leq l_z; \quad \tau \geq 0; \\ W = w - q\vartheta; \quad w = w(r, \varphi, z); \quad q = \text{const}. \end{array} \right.$$

Начальные и граничные условия имеют следующий вид:

$$\vartheta(r, \varphi, z, \tau = 0) = 0,$$

$$\left( \lambda_j \frac{\partial \vartheta}{\partial j} \mp k_{1,2j} \vartheta \right)_{\substack{i=0 \\ r=l_{r0} \\ j=l_j \\ l_\varphi < 2\pi}} = 0,$$

где  $i = \varphi, z$ ;  $j = r, \varphi, z$ .

ременных, классические преобразования координат и функции температуры, в результате решения уравнения методом разделения переменных после преобразования получаем выражение, позволяющее рассчитывать температурное поле в телах формы цилиндра или его сегмента с объёмным источником теплоты той же формы (заметим, что в полученном решении функции Бесселя ортогональны с весом  $r$ ):

Используя замену независимых пе-

$$\vartheta(r, \varphi, z, \tau) = \sum_{a_r=1}^{\infty} \sum_{a_\varphi=1}^{\infty} \sum_{a_z=1}^{\infty} \frac{64wT_{a_r,z}(\tau)}{q + \sum_{i=r,z} (\bar{\mu}_{a_i})^2 \lambda_i} \times \\ \times D_{a_r} D_{a_\varphi} D_{a_z} U_{a_r} U_{a_\varphi} \cos \mu_{a_z} (\bar{r}_z^* - b_{a_z});$$

$$\text{где } D_{a_r} = \frac{\int_{r_r^*-0,5l_r^*}^{r_r^*+0,5l_r^*} r U_{a_r} dr}{4 \|U_{a_r}\|^2}.$$

$U_{a_r}$  и  $U_{a_\varphi}$  в общем случае представляют собой следующие выражения:

$$U_r = A_r \left[ J_n(\mu_r \bar{r}) - \frac{J'_n(\mu_r) + \bar{B}i_{2r} J_n(\mu_r)}{Y_n(\mu_r) + \bar{B}i_{2r} Y_n(\mu_r)} Y_n(\mu_r \bar{r}) \right],$$

$$D_{a_\varphi} = \frac{\int_{r_\varphi^*-0,5l_\varphi^*}^{r_\varphi^*+0,5l_\varphi^*} U_{a_\varphi} d\varphi}{4 \|U_{a_\varphi}\|^2},$$

$$U_\varphi = A_\varphi \left( \cos \mu_\varphi \bar{\varphi} + \frac{Bi_{1\varphi}}{\mu_\varphi} \sin \mu_\varphi \bar{\varphi} \right),$$

$$D_{a_z} = \frac{\sin 0,5\mu_{a_z} \bar{l}_z^* \cdot \cos \mu_{a_z} (\bar{r}_z^* - b_{a_z})}{\mu_{a_z} + \sin \mu_{a_z} \cos \mu_{a_z} (1 - 2b_{a_z})},$$

$$T_{a_r,z}(\tau) = 1 - \exp \left\{ -\frac{\tau}{C\gamma} \left[ q + \sum_{i=r,z} (\bar{\mu}_{a_i})^2 \lambda_i \right] \right\}.$$

Для  $N$  источников теплоты применим принцип суперпозиции полей.

Таким образом, получено аналитическое выражение решения уравнения теплопроводности для цилиндра и элементов конструкции летательных аппаратов в виде сегмента цилиндра с объёмным источником тепла аналогичной формы. Полученное решение позволяет получить

выражения для плоского, линейного и точечного источников тепла, представив соответствующий размер последнего стремящимся к нулю и воспользовавшись свойствами первого замечательного предела.

Для летательных аппаратов, элементов конструкций и источников тепла в виде шара и его сегментов по аналогии с предыдущими решениями можно получить аналитическое решение соответствующего уравнения теплопроводности для объёмного, плоского, линейного и точечного источников тепла. Решение имеет более сложный вид и кроме функций Бесселя содержит присоединённые функции Лежандра I и II рода.

Таким образом, получены следующие научные и практические результаты:

- получено общее выражение решения уравнения теплопроводности для тел простейшей формы (параллелепипед, цилиндр и его сегмент, шар и его сегмент) с объёмным, плоским, линейным или точечными источниками тепла;

- предложена математическая модель для анализа тепловых полей элементов конструкций летательных аппаратов простейшей формы (параллелепипед, цилиндр и его сегмент, шар и его сегмент) с объёмным, плоским, линейным или точечными источниками тепла;

- разработаны математическая и тепловая модели для анализа температурных полей бортовой РЭА.

Вопросы практического применения разработанных математической и тепловой моделей докладывались на международной научной конференции [4] и изложены в [5, 6]. Использование результатов этой работы позволило разработать методы синтеза элементов конструкции с регламентируемыми температурными, надёжностными [6] и стоимостными характеристиками, которые обеспечивают заданные требования на ранних стадиях конструирования РЭА.

### Библиографический список

1. Пехович А. И. Расчёты теплового режима твёрдых тел. Л.: Энергия, 1976. 352 с.
2. Камья Ф. Н. Импульсная теория теплопроводности. М.: Энергия, 1972. 272 с.
3. Азаренков В.И. Аналитическое решение уравнения теплопроводности в задачах анализа и синтеза температурных полей радиоэлектронной аппаратуры: дис. ... канд. техн. наук. Харьков, 2015. 190 с.
4. Азаренков В. И. Исследование и разработка тепловой модели и методов анализа температурных полей конструкций радиоэлектронной аппаратуры // Тезисы докладов международной научной конференции «Научная периодика славянских стран в условиях глобализации». № 3(5), ч. 1. Харьков: Технологический центр, 2012. С. 39-40.
5. Азаренков В.И., Майборода М.В. Методика инженерного расчёта температурного режима радиоэлектронной аппаратуры // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2006. № 2/3(20). С. 3-11.
6. Азаренков В.И. Методика инженерного расчёта конструктивных и теплофизических параметров конструкции радиоэлектронной аппаратуры заданной надёжности // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2008. № 3/2(33). С. 27-31.

### Информация об авторе

**Азаренков Владимир Ильич**, кандидат технических наук, доцент кафедры системного анализа и управления, Национальный технический университет «Харьковский политехнический инсти-

тут», г. Харьков, Украина. E-mail: [azarnikov@ukr.net](mailto:azarnikov@ukr.net). Область научных интересов: проектирование технических конструкций различных изделий с заданными тепловыми характеристиками.

### ANALYSIS OF TEMPERATURE FIELDS OF AIRCRAFT COMPONENTS

© 2015 V. I. Azarenkov

National Technical University «Kharkov Polytechnical Institute»  
Kharkov, Ukraine

The problem of analyzing of temperature fields of aircraft components is central for ensuring the operational reliability of the latter. The results of developing methods of calculating temperature fields of the existing products and those being designed based on analytical solution of thermal conductivity equations for the principal types of structures are outlined in the paper. The thermal conductivity equation for a parallelepiped and cylinder with heat sources of a similar form is solved using the variable separation method. A common expression of the solution of thermal conductivity equation for bodies of the simplest form (parallelepiped, cylinder or its segment, sphere or its segment) with spatial, flat, linear or point heat sources is obtained. A mathematical model for the analysis of thermal fields of aircraft components is proposed. Mathematical and thermal models are developed for the analysis of temperature fields of onboard REA.

*Analysis of temperature fields, solution of the thermal conductivity equation, thermal and mathematical models of a structure.*

## References

1. Pehovich A.I. *Raschety teplovogo rezhima tverdyh tel* [Calculations of thermal conditions of solid bodies]. Leningrad: Energiya Publ., 1976. 352 p.
2. Kam'ya F.N. *Impul'snaja teorija teploprovodnosti* [Pulse theory of heat conductivity]. Moscow: Energiya Publ., 1972. 272 p.
3. Azarenkov V.I. *Analiticheskoe reshenie uravneniya teploprovodnosti v zadachah analiza i sinteza temperaturnykh polej radioelektronnoj apparatury. Diss. cand. techn. nauk* [Analytical solution of the thermal conductivity equation in tasks of analysis and synthesis of temperature fields of radio-electronic equipment. Cand. Sc. (Engineering) dissertation]. Khar'kov, 2015. 190 p.
4. Azarenkov V.I. Research and development of thermal models and methods for the analysis of temperature fields structures radio-electronic equipment. *Theses of reports of the International scientific conference «The Scientific Periodical Press of the Slavic Countries in the conditions of Globalization»*. No. 3/1(5). Khar'kov: Tekhnologicheskiiy tsentr Publ., 2012. P. 39-40. (In Russ.).
5. Azarenkov V.I., Majboroda M.V. Technique of engineering calculation of temperature condition of the radio-electronic equipment. *Vostochno-Evropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy*. 2006. No. 2/3(20). P. 3-11. (In Russ.).
6. Azarenkov V.I. Technique of engineering calculation of design and heat physical data of a design of the radio-electronic equipment of the set reliability. *Vostochno-Evropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy*. 2008. No. 3/2(33). P. 27-31. (In Russ.)

## About the author

**Azarenkov Vladimir Il'ich**, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of System Analysis and Management, National Technical University

«Kharkov Polytechnical Institute», Kharkov, Ukraine. E-mail: [azarnikov@ukr.net](mailto:azarnikov@ukr.net). Area of Research: structural design of various products with preset thermal characteristics.

УДК 621.22

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВОГО ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ДРОССЕЛЯ ДЛЯ СИСТЕМ ПОДГОТОВКИ ПРОБ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ

© 2015 А. Г. Гимадиев<sup>1</sup>, А. В. Уткин<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup>ООО Научно-производственное предприятие «Гималаи», г. Самара

Приведены теоретические и экспериментальные исследования характеристик вихревого гидравлического дросселя (диода) для систем подготовки проб теплоносителя (пара, воды). Выполнено численное моделирование течения в канале вихревого дросселя с помощью программного пакета Ansys CFX при прямом и обратном подключениях. Получены картины течений, поля распределений параметров потока в проточной части дросселя и его расходно-перепадные характеристики. Расчётные характеристики дросселя отличаются не более чем на 10 % относительно экспериментальных данных. На основе серии расчётов выбраны геометрические параметры дросселя, обеспечивающие надёжную работу системы подготовки пробы теплоносителя (СПП).

*Гидравлический вихревой дроссель; система подготовки пробы; численное моделирование; Ansys CFX; выбор параметров; эксперимент.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-110-117

### Введение

Одной из важных задач, нередко возникающих при эксплуатации пневмогидравлических систем, является необходимость дросселирования потока жидкости с высокого давления при малом её расходе. К такой системе относится оборудование для подготовки пробы теплоносителя, применяемое практически на всех тепловых электростанциях. Важность задачи обусловлена необходимостью обеспечения длительной (непрерывной) эксплуатации СПП в условиях снижения давления пара (воды) с 25 до 0,2 МПа при расходе  $(0,2...2) \cdot 10^{-3}$  м<sup>3</sup>/мин без изменения характеристики дросселирующего элемента [1]. Стандартное исполнение устройств дросселирования осуществляется с помощью набора дроссельных шайб с отверстием менее 1 мм. При недостаточной чистоте теплоносителя такие устройства склонны к засорению, облитерации и требуют дополнительных регламентных работ для их очистки. В связи с этим возникает необходимость в разработке дросселирующего устройства, устойчивого к загрязнению потока и эро-

зионному износу. Анализ применяемых в промышленности гидравлических дросселей показал, что указанным выше требованиям удовлетворяют в большей степени вихревые дроссели или так называемые гидравлические диоды [2].

Принципиально гидравлические диоды делятся на два типа: резисторные (рис. 1, а) и дефлекторные или вихревые (рис. 1, б). Направление, при котором гидравлический диод обладает наименьшим сопротивлением, называют прямым, а противоположное направление – обратным. В резисторных диодах гидравлическое сопротивление при обратном направлении обусловлено деформацией потока жидкости, а в дефлекторных – за счёт отклонения струи, её турбулизации или закрутки в вихревой камере [3]. Учитывая то, что в дефлекторном гидравлическом диоде потеря энергии потока жидкости происходит как в вихревой камере, так и в самом дросселирующем отверстии, можно обеспечить большее его проходное сечение при одном и том же гидравлическом сопротивлении, что благоприятно влияет на его устойчивость к загрязнению.

В дальнейшем было принято решение об исследовании характеристик вихревого дросселя как наиболее перспек-

тивного для обеспечения высокого гидравлического сопротивления при равной площади проходного сечения.

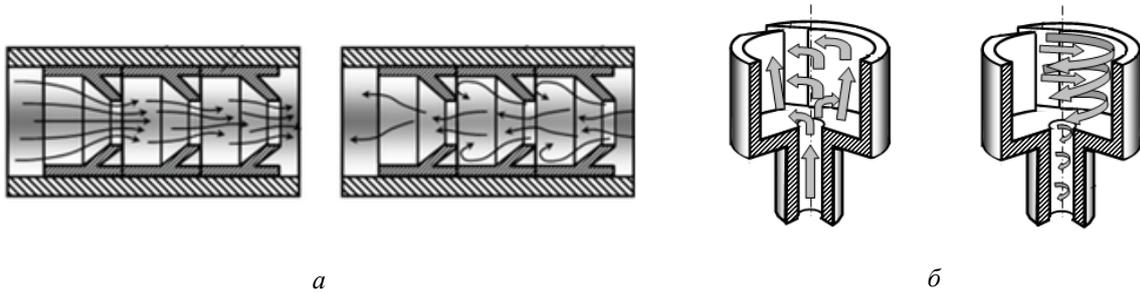


Рис. 1. Схемы гидравлических диодов (а – резисторного; б – дефлекторного) при потоках жидкости в прямом (на схемах слева) и обратном (на схемах справа) направлениях

### Теоретическое и экспериментальное исследование характеристик вихревого дросселя

Объектом исследований явились характеристики вихревого гидравлического дросселя (рис. 2), входящего в состав фильтро-дроселирующего устройства (ФДУ) СПП [4]. При прямом подключе-

нии жидкость проходит через конфузрный канал 1, дросселирующее отверстие и выходит из вихревой камеры 2 без закрутки через тангенциальные отверстия 3. Сопротивление при прямом подключении небольшое и связано в основном с гидравлическим сопротивлением дросселирующего отверстия.

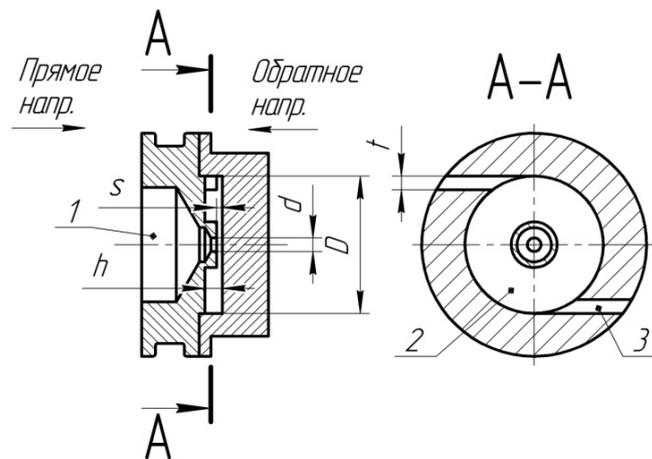


Рис. 2. Конструктивная схема вихревого дросселя:  
1 – конфузрный канал, 2 – вихревая камера, 3 – тангенциальное отверстие

При обратном подключении жидкость, протекая через тангенциальные отверстия 3, закручивается в вихревой камере 2 и далее дросселируется через отверстие. При таком подключении диода общее гидравлическое сопротивление складывается из сопротивления дросселирующего отверстия и сопротивления вихревой камеры, возникающего при закрутке потока.

Теоретическое исследование характеристик вихревого дросселя проводилось при следующих его параметрах:  $a = D / h$  – степень расширения вихревой камеры;  $s = 0,5$  мм – высота отверстия над стенкой камеры;  $d = 1,2$  мм – диаметр дросселирующего отверстия;  $t = 1,2$  мм – ширина проточки тангенциального отверстия.

Численное моделирование течения жидкости в канале дросселя осуществлялось в программной среде Ansys CFX в стационарной постановке [5, 6]. Использовалась тетраэдрическая сетка с призматическим пограничным слоем. Минимальный размер элемента, равный 0,3 мм, выбран как оптимальный в плане точности и времени расчёта из рассмотрения сеток с размерами 0,2 мм, 0,25 мм и 0,3 мм. Качество элементов сетки оценивалось с помощью параметра скошенности *Skewness*, максимальное значение которого оказалось меньше 0,88. Протяжённость выходной зоны была увеличена для устранения влияния завихрения на сходимость решения.

Граничные условия задавались в виде массового расхода на входе и статического давления на выходе. В качестве

жидкости использовалась вода плотностью  $\rho = 997 \text{ кг/м}^3$ . Использовалась  $k-\varepsilon$  модель турбулентности с интенсивностью 5 %. Применялась модель кавитации с давлением насыщенных паров, равным 1288 Па. Применялась схема адвекции High Resolution с первым порядком сходимости и физическим временным шагом. Условием завершения расчёта являлось достижение значений среднеквадратичных невязок величины  $10^{-5}$ , а также выхода значений Imbalance (разность расходов на входе и выходе) на нулевое значение. Результаты моделирования течения в канале дросселя при условном перепаде давления в 4,5 МПа для прямого и обратного подключений представлены на рис. 3–7.

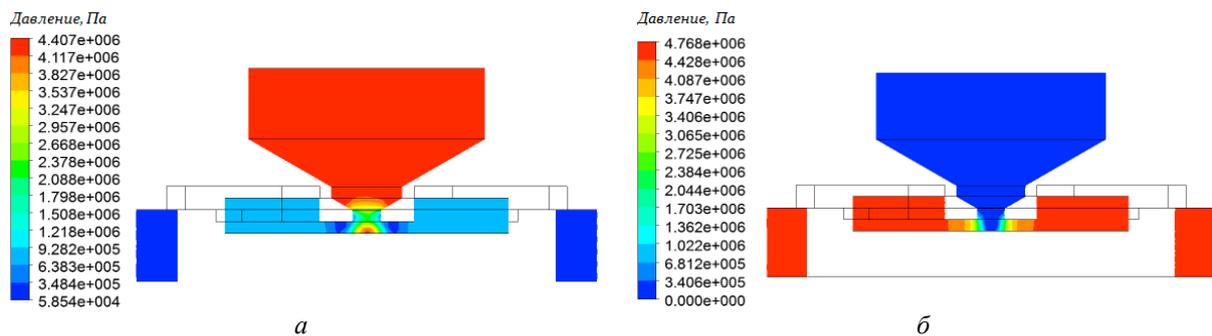


Рис. 3. Поля распределения давления жидкости при прямом (а) и обратном (б) подключениях вихревого дросселя

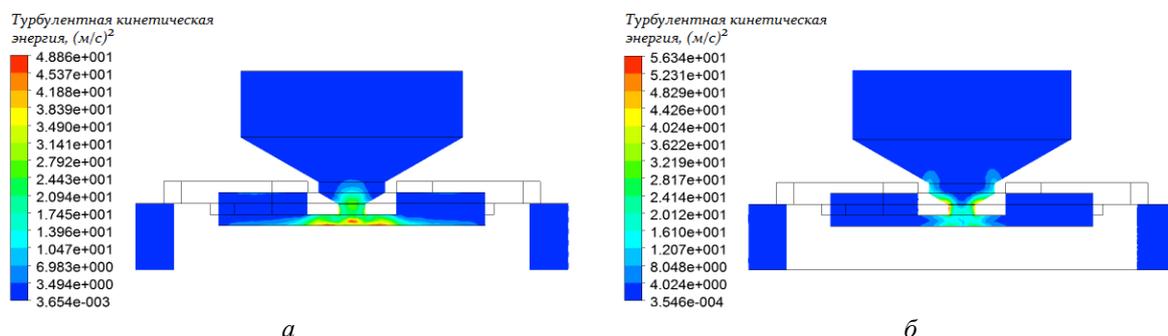


Рис. 4. Поля распределений турбулентной кинетической энергии жидкости при прямом (а) и обратном (б) подключениях вихревого дросселя

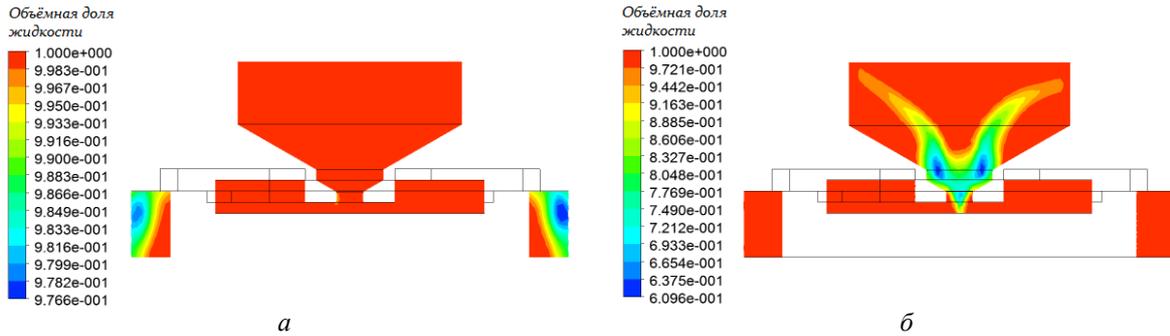


Рис. 5. Поля распределений объёмных долей жидкости при прямом (а) и обратном (б) подключениях вихревого дросселя

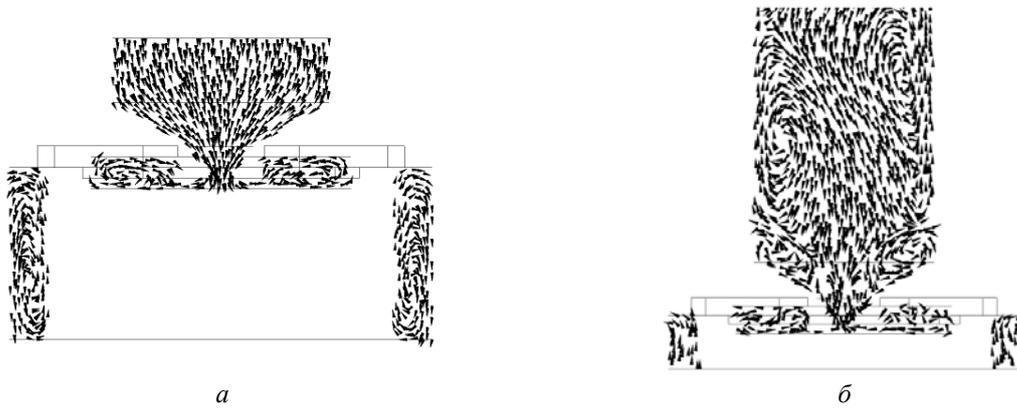


Рис. 6. Векторы скорости при прямом (а) и обратном (б) подключениях вихревого дросселя

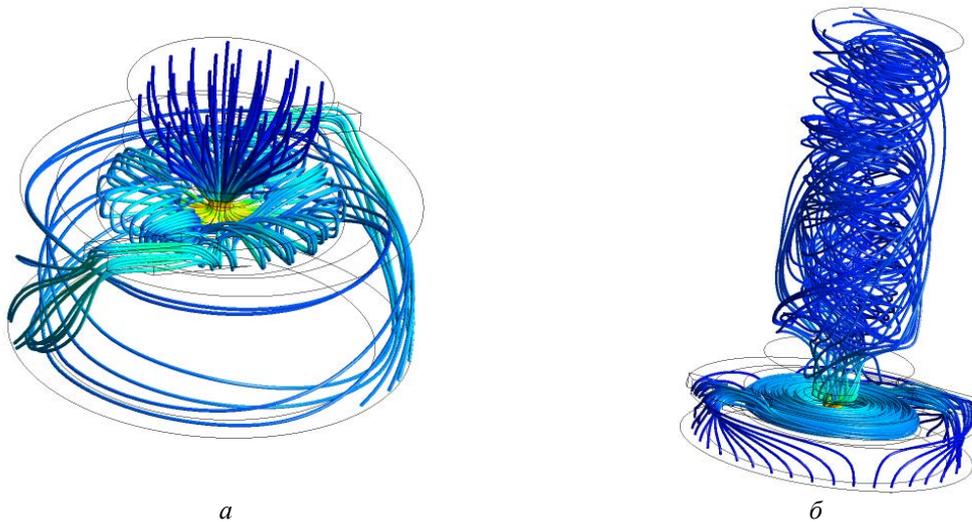


Рис. 7. Линии тока при прямом (а) и обратном (б) подключениях вихревого дросселя

Из анализа распределения давления (рис. 3) можно сделать вывод, что при прямом подключении основная потеря давления происходит в дросселирующем отверстии, а при обратном подключении добавляются потери на вихреобразование. При обратном подключении, после прохождения жидкостью дросселирующего

отверстия, в центре потока возникает давление ниже атмосферного, в результате чего происходит явление кавитации, что подтверждается работой [7]. По распределению турбулентной кинетической энергии (рис. 4) видно, что в области с повышенной кинетической энергией происхо-

дит зарождение кавитации в виде образований фракций пара (рис. 5).

Распределение вектора скорости в проточной части (рис. 6, 7) имеет сложный характер. На выходе из дросселирующего отверстия при обратном подключении поток жидкости имеет высокую скорость и при этом сильно закручен. Линии тока показывают, что при обратном подключении происходит закрутка потока в вихревой камере, а после прохождения дросселирующего отверстия возникает зона вихрей и обратных токов.

В процессе эксперимента измерялись перепад давления на вихревом дросселе датчиком перепада давления ПЛХ-412/100 с аппаратурой 4АНЧ-22 и расход жидкости - косвенным методом (по перепаду давления на мерной диафрагме с диаметром отверстия 1,5 мм). В результате экспериментальных исследований построена расходно-перепадная характеристика вихревого дросселя в прямом и обратном направлениях (рис. 8). Коэффициент диодности  $k$  равен отношению чисел Эйлера при обратном и прямом подклю-

чениях (при одинаковых расходах воды) [8]:

$$k = \frac{Eu_{обр}}{Eu_{пр}} = 5,3,$$

$$Eu = \frac{\Delta p}{0,5\rho v^2},$$

где  $\Delta p$  – падение давления жидкости на дросселе;  $v$  – скорость потока жидкости в дросселирующем отверстии;  $\rho$  – плотность жидкости.

Сравнение экспериментальных данных с результатами расчёта в программе Ansys CFX (рис. 8) показывает их хорошую сходимость. Максимальная погрешность определения расхода при одном и том же перепаде давления оказалась равной 10 % при условии максимальной погрешности эксперимента 3 %. Используемую методику расчёта можно применять при дальнейшей оптимизации гидравлического диода.

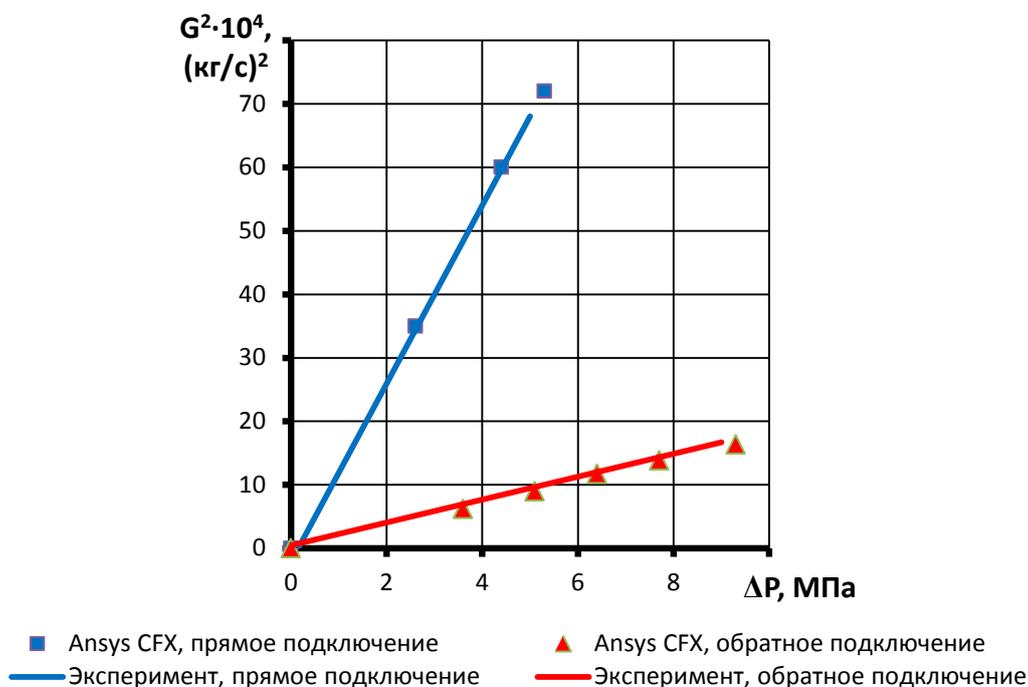


Рис. 8. Расходно-перепадная характеристика вихревого дросселя

### Влияние геометрических параметров на характеристики вихревого дросселя

Из проведённых выше исследований ясно, что наибольшее гидравлическое сопротивление реализуется при обратном подключении вихревого дросселя. Поэтому при выборе параметров дросселя рассматривался только такой вариант расчёта его расходно-перепадной характеристики в программном пакете Ansys CFX.

По вышеизложенной методике был проведён ряд расчётов дросселя с комби-

нациями параметров:  $d = 1,2; 1,5$  мм;  $a = 8$ ;  $s = 0,5$  мм;  $t = 1,2$  мм;  $n = 1; 2$  [9].

Результаты расчётов (рис. 9) позволяют утверждать, что при уменьшении количества тангенциальных входов с двух до одного гидравлическое сопротивление резко возрастает. Такой эффект может быть использован для уменьшения числа применяемых дросселей в ФДУ с трёх до двух. Напротив, при увеличении диаметра дросселирующего отверстия с 1,2 мм до 1,5 мм гидравлическое сопротивление падает.

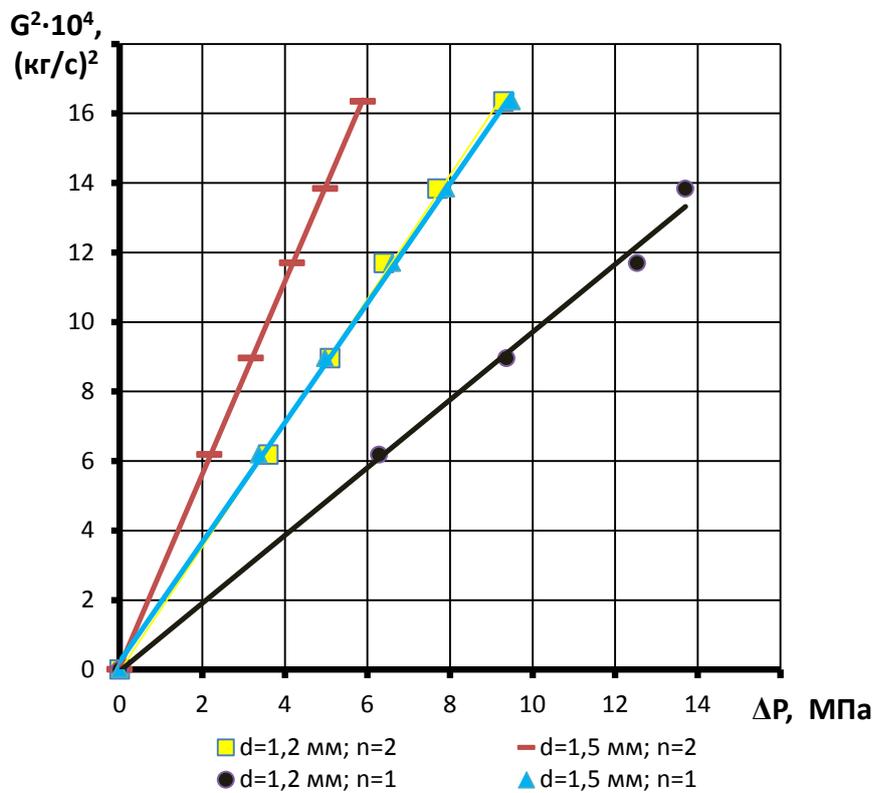


Рис. 9. Теоретические расходно-перепадные характеристики вихревого дросселя при обратном подключении и различных конструктивных параметрах (линии – аппроксимации по методу наименьших квадратов)

На основе представленных характеристик для повышения надёжности работы СПП были выбраны следующие приемлемые параметры для усовершенствованного вихревого дросселя:  $d = 1,5$  мм,  $s = 0,5$  мм,  $a = 8$ ,  $t = 1,5$  мм,  $n = 1$ . Сравнение расходно-перепадных характеристик вихревых дросселей, один из которых находится в эксплуатации в составе СПП,

а другой имеет выбранные выше параметры, показало, что при одинаковом перепаде давления реализуются одинаковые расходы. При этом площадь дросселирующего отверстия у усовершенствованного дросселя на 56 % больше, что обеспечивает высокие показатели устойчивости к загрязнению.

### Заключение

Разработана методика расчёта расходно-перепадных характеристик вихревого гидравлического дросселя для СПП на основе моделирования в программном пакете Ansys CFX.

На основе экспериментально подтверждённых исследований характеристик вихревого дросселя применительно к СПП рекомендовано обратное его подключение, при котором реализуется мак-

симальное гидравлическое сопротивление при относительно большей площади проходного сечения дросселирующего отверстия.

На основе расчётов осуществлён выбор параметров вихревого дросселя, при которых площадь дросселирующего отверстия увеличилась на 56 % относительно дросселя, применяемого в ФДУ эксплуатирующейся СПП.

### Библиографический список

1. РД 24.031.121-2007. Оснащение паровых стационарных котлов устройствами для отбора проб пара и воды. СПб: Научно-производственное объединение по исследованию и проектированию энергетического оборудования им. И.И. Ползунова, 2007. 10 с.
2. Ястребова Е.В. Струйные диоды (обзор) // Автоматика и телемеханика. 1971. № 3. С. 101–106.
3. Носов Е.Ю., Краморов А.Г. Экспериментальное исследование характера стационарного потока жидкости через гидродиоды // Омский научный вестник. 2007. № 3(60). С. 50-52.
4. Гимадиев А.А., Гимадиев М.А., Ермошкин А.З. Фильтро-дросселирующее устройство: патент РФ на полезную модель № 36888; опубл. 27.03.2004.
5. Kulkarni A.A., Ranade V.V. CFD simulations of flow in vortex diodes // American Institute of Chemical Engineers. 2008. V. 54, no. 5. P. 1139-1152. doi: 10.1002/aic.11439
6. Yin J., Jiao L., Wang L.Q. Large eddy simulation of unsteady flow in vortex diode // Nuclear Engineering and Design. 2010. V. 240, Iss. 5. P. 970–974. doi: 10.1016/j.nucengdes.2010.01.010
7. Jiao L., Zhang P.P., Chen C.N., Yin J.L., Wang L.Q. Experimental study on the cavitation of vortex diode based on CFD // IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science. 2012. V. 15, Iss. 6. P. 062058. doi: 10.1088/1755-1315/15/6/062058
8. Burnett R., Caso D., Tang J. Fluidic Diode Development and Optimization. [http://fhr.nuc.berkeley.edu/wp-content/uploads/2014/10/10-001\\_Fluidic\\_Diode.pdf](http://fhr.nuc.berkeley.edu/wp-content/uploads/2014/10/10-001_Fluidic_Diode.pdf)
9. Kulkarni A.A., Ranade V. V., Rajeev R., Koganti S.B. Pressure drop across vortex diodes: Experiments and design guidelines // Chemical Engineering Science. 2009. V. 64. P. 1285-1292. doi: 10.1016/j.ces.2008.10.060

### Информация об авторах

**Гимадиев Асгат Гатъятович**, доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [gimadiev\\_ag@mail.ru](mailto:gimadiev_ag@mail.ru). Область научных интересов: динамика пневмогидравличе-

ских систем управления и контроля энергетических установок.

**Уткин Алексей Валерьевич**, инженер-конструктор, ООО Научно-производственное предприятие «Гималаи», г. Самара. E-mail: [utkin-alexey1@yandex.ru](mailto:utkin-alexey1@yandex.ru). Область научных интересов: мехатронные системы управления.

## STUDY OF CHARACTERISTICS OF THE VORTEX THROTTLING VALVE FOR THE SYSTEM OF WATER SAMPLE CONDITIONING

© 2015 A. G. Gimadiev<sup>1</sup>, A. V. Utkin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>Research and Production Enterprise «Gimalai» Ltd., Samara, Russian Federation

Theoretical and experimental studies of characteristics of the vortex throttling valve (diode) for steam and water sample conditioning systems are discussed in the paper. Numerical simulation of forward and reverse flows in the vortex throttle channel is carried out with the help of the Ansys CFX software. Flow visualization, flow parameter field distribution, flow rate vs. pressure drop characteristics are obtained. The design characteristics of the throttling valve are consistent with the experimental results with an accuracy of 10%. Geometric parameters of the throttling valve are selected on the basis of a series of calculations to ensure reliable operation of the sample conditioning system.

*Vortex throttling valve; sample conditioning system; numerical modeling; Ansys CFX; experiment.*

### References

1. GD 24.031.121-2007. Equipment of stationary steam boilers devices for sampling of steam and water. St. Petersburg: Polzunov Research and Development Association on Research and Design of Power Equipment Publ., 2007. 10 p. (In Russ.)
2. Yastrebova E.V. Fluid diodes (review). *Automation and Remote Control*. 1971. No. 3. P. 101-106. (In Russ.)
3. Nosov E.Y., Kramorov A.G. Experimental nature study of stationary flow of liquid through hydro diodes. *Omskiy nauchnyy vestnik*. 2007. No. 3(60). P. 50-52. (In Russ.)
4. Gimadiev A.A., Gimadiev M.A., Ermoshkin A.Z. *Fil'tro-drosseliruyushchee ustroystvo* [Filtering and pressure reducing device]. Patent RF, no. 36888, 2004. (Publ. 27.03.2004)
5. Kulkarni A.A., Ranade V.V. CFD simulations of flow in vortex diodes. *American Institute of Chemical Engineers*. 2008. V. 54, no. 5. P. 1139-1152. doi: 10.1002/aic.11439
6. Yin J., Jiao L., Wang L.Q. Large eddy simulation of unsteady flow in vortex diode. *Nuclear Engineering and Design*. 2010. V. 240, Iss. 5. P. 970-974. doi: 10.1016/j.nucengdes.2010.01.010
7. Jiao L., Zhang P.P., Chen C.N., Yin J.L., Wang L.Q. Experimental study on the cavitation of vortex diode based on CFD. *IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science*. 2012. V. 15, Iss. 6. P. 062058. doi: 10.1088/1755-1315/15/6/062058
8. Burnett R., Caso D., Tang J. Fluidic Diode Development and Optimization. Available at: [http://fhr.nuc.berkeley.edu/wp-content/uploads/2014/10/10-001\\_Fluidic\\_Diode.pdf](http://fhr.nuc.berkeley.edu/wp-content/uploads/2014/10/10-001_Fluidic_Diode.pdf)
9. Kulkarni A.A., Ranade V. V., Rajeev R., Koganti S.B. Pressure drop across vortex diodes: Experiments and design guidelines. *Chemical Engineering Science*. 2009. V. 64, Iss. 6. P. 1285-1292. doi: 10.1016/j.ces.2008.10.060

### About the authors

**Gimadiev Asgat Gatyatovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: [gimadiev\\_ag@mail.ru](mailto:gimadiev_ag@mail.ru). Area of Research: dynamics

of pneumatic-hydraulic control systems and control of power plants.

**Utkin Aleksey Valeryevich**, design engineer, Research and Production Enterprise «Gimalai» Ltd. E-mail: [utkin-aleksey1@yandex.ru](mailto:utkin-aleksey1@yandex.ru). Area of Research: mechatronic control systems.

УДК 621.787:539.319

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА МАЛОЦИКЛОВУЮ УСТАЛОСТЬ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ

© 2015 А. С. Злобин

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

В статье рассмотрена возможность использования критерия среднеинтегральных остаточных напряжений для оценки циклической долговечности резьбовых деталей в области малоциклового усталости. Выделены особенности разрушения деталей при нагрузках многоциклового и малоциклового характера. Обозначены проблемы применения уравнений и критериев линейной механики в области малоциклового усталости, связанные, прежде всего, с появлением пластически деформированных областей, размеры которых могут существенно превышать размеры трещин. Рассмотрены технологические факторы, влияющие на возникновение и распределение остаточных напряжений. Отмечено, что определяющее влияние оказывают диаметр заготовки под накатывание резьбы, термообработка, усилие и время накатывания. Отражена связь количества циклов до разрушения от величины остаточных напряжений, выраженных через критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, при воздействии различных технологических факторов. По результатам испытаний резьбовых деталей на малоцикловую усталость показано, что зависимость количества циклов до разрушения от величины критерия среднеинтегральных остаточных напряжений хорошо аппроксимируется уравнениями квадратичного вида. При этом соответствующие величины достоверности аппроксимации имеют значения не ниже 0,9163.

*Остаточные напряжения, малоцикловая усталость, циклическая долговечность, резьбовая деталь, упрочнение.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-118-125

Одним из важных вопросов механики остаточных напряжений является установление связи между остаточными напряжениями и сопротивлением деталей усталости. Особую значимость эта задача приобрела в связи с широким применением на практике различных методов поверхностного упрочнения, приводящих к существенному увеличению характеристик сопротивления усталости, особенно в условиях концентрации напряжений. Наиболее актуально выявление зависимости сопротивления усталости от остаточных напряжений для деталей с концентраторами, так как разрушение этих деталей происходит, как правило, в местах нарушения призматической формы.

В настоящее время достаточно глубоко разработан подход [1-6] к прогнозированию сопротивления усталости деталей с остаточными напряжениями в области многоциклового усталости, предполагающий определение предела

выносливости по разрушению с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$ . С точки зрения физического смысла данный критерий представляет собой остаточные напряжения на дне трещины с точностью до постоянного коэффициента, зависящего от радиуса у дна трещины и её глубины.

В этом случае предел выносливости детали с остаточными напряжениями определяется по формуле

$$p_R = p_R^0 - \bar{\psi} \bar{\sigma}_{ост}, \quad (1)$$

где  $p_R$  – предел выносливости детали с остаточными напряжениями;  $p_R^0$  – предел выносливости детали без остаточных напряжений;  $\bar{\psi}$  – коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости по разрушению.

Критерий  $\bar{\sigma}_{ост}$  определяется по формуле [1]

$$\bar{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi} \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (2)$$

где  $\sigma_z(\xi)$  – осевые остаточные напряжения в наименьшем сечении детали с концентратором;  $\xi = \frac{y}{t_{кр}}$  – расстояние от дна

надреза до текущего слоя, выраженное в долях  $t_{кр}$ ;  $t_{кр}$  – критическая глубина не распространяющейся усталостной трещины, возникающей при работе деталей на пределе выносливости.

Использование зависимостей (1) и (2) для определения предела выносливости деталей с остаточными напряжениями показало хорошее совпадение с экспериментальными данными. Поэтому возникла задача поиска возможности распространения данного подхода на область малоциклового усталости. Вначале рассмотрим особенности возникновения и развития трещин при малоцикловом характере нагружения.

Специфической особенностью повреждения при малоциклового усталости, отличающей её от многоциклового усталости, является накопление односторонней макропластической деформации. Способность к накоплению пластической деформации является одним из факторов, определяющих сопротивление малоциклового усталости материалов и конструкций [7].

Разрушение от малоциклового усталости – это разрушение в условиях повторного упругопластического деформирования с числом циклов (к моменту образования макротрещины или окончательному разрушению) до  $5 \cdot 10^4 - 10^5$ , которое является условной границей малоциклового ( $10^0 - 10^5$ ) и многоциклового ( $10^5 - 10^8$ ) усталости для пластичных материалов и определяет среднее число циклов для зоны перехода от упругопластическо-

го к упругому циклическому деформированию. Для высокопрочных материалов переходная зона смещена в сторону большей долговечности, для хрупких – в сторону меньшей долговечности [8].

При малоцикловом характере нагружения макроскопические деформации образуются не только в зонах вершины трещины, но и за пределами этих зон. В местах конструктивной концентрации напряжений при возникновении термических и остаточных напряжений трещины оказываются в пластически деформированных областях, размеры которых могут существенно превышать размеры трещин. В таких условиях применение уравнений и критериев линейной механики разрушения становится неправомерным. Кроме того, анализ процессов малоциклового разрушения затрудняется ограниченными возможностями применения кинетических уравнений для скоростей роста трещин, достаточно подробно изученных в области многоциклового усталости. Кинетика развития трещин сопряжена как с изменением краевых условий (размеры трещин, номинальная нагруженность, перемещения), так и с проявлением внутренней нестационарности напряжённо-деформированных состояний вследствие изменения параметров уравнений состояния по числу циклов и уровню деформаций. Указанные эффекты становятся более выраженными при переходе в область повышенных температур, когда циклические деформации и повреждения сочетаются с деформациями ползучести и длительными повреждениями [9].

Для количественного описания закономерностей распространения макротрещин статического и малоциклового нагружения используют силовые, деформационные и энергетические критерии [10].

Ввиду описанных особенностей возникают определённые трудности на пути к использованию критерия среднеинтегральных остаточных напряжений для определения характеристик малоциклового усталости. Одна из них выражается в том,

что многоцикловая усталость протекает в упругой зоне, в которой трещина, достигнув критической глубины, не распространяется дальше (при напряжениях, не превышающих предела выносливости). При малоциклового усталости рост трещины происходит с упрочнением материала (накоплением пластических деформаций) вплоть до разрушения детали.

На сегодняшний день исследователями предпринимаются попытки разработать комбинированную модель усталостной долговечности, учитывающую не только составляющие нагружения мало- и многоциклового характера, но и наличие в детали остаточных напряжений. Один из таких случаев рассмотрен в работе [11], посвящённой прогнозированию циклической долговечности лопаток турбины газотурбинного двигателя, получивших повреждения в виде различных забоин после попадания посторонних предметов. В этом случае забоина является концентратором напряжений, к тому же находящимся в поле сжимающих остаточных напряжений. Действующие на лопатку растягивающие напряжения от центробежных сил являются нагрузкой малоциклового характера, в то время как существенно меньшие по величине вибрационные нагрузки носят многоцикловый характер. Авторы развивают подход Китагавы-Такахашы (Kitagawa-Takahashi) к определению области закипания трещины, взяв за основу разработанную диаграмму и дополнив её набором кривых для многоциклового области, который ранжирован по коэффициенту асимметрии цикла нагружения.

Возникновение и распределение остаточных напряжений в поверхностном слое детали зависит от конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов. В частности, для резьбовых де-

талей к технологическим факторам можно отнести:

- способ формирования резьбы;
- диаметр заготовки под накатывание резьбы;
- степень пластической деформации в резьбе и заготовке;
- последовательность термообработки;
- упрочнение поверхностным пластическим деформированием;
- применение ионной обработки.

По результатам проведённых испытаний [12] можно установить связь между значением критерия среднеинтегральных остаточных напряжений, выражающим величину остаточных напряжений в поверхностном слое резьбовой детали, и количеством циклов до разрушения.

Так для резьбовых деталей, изготовленных различными способами (накатывание + отжиг, шлифование, нарезание плашкой, отжиг + накатывание, нарезание резцом), наибольшую циклическую долговечность имеют детали с накатанной резьбой (рис. 1). Если такие детали подвергнуть отжигу, то их сопротивление усталости снизится до уровня деталей со шлифованной резьбой. Таким образом, релаксация сжимающих остаточных напряжений приводит к снижению характеристик сопротивления малоциклового усталости.

Полнота профиля резьбы существенно сказывается на уровне и характере распределения остаточных напряжений (рис. 2). Болты с резьбой, накатанной с неполным профилем, имеют высокий уровень циклической долговечности. Увеличение диаметра заготовки с 5,26 до 5,34 мм, обеспечивающего формирование резьбы полного профиля, вызывает снижение сопротивления усталости в связи с уменьшением остаточных напряжений.

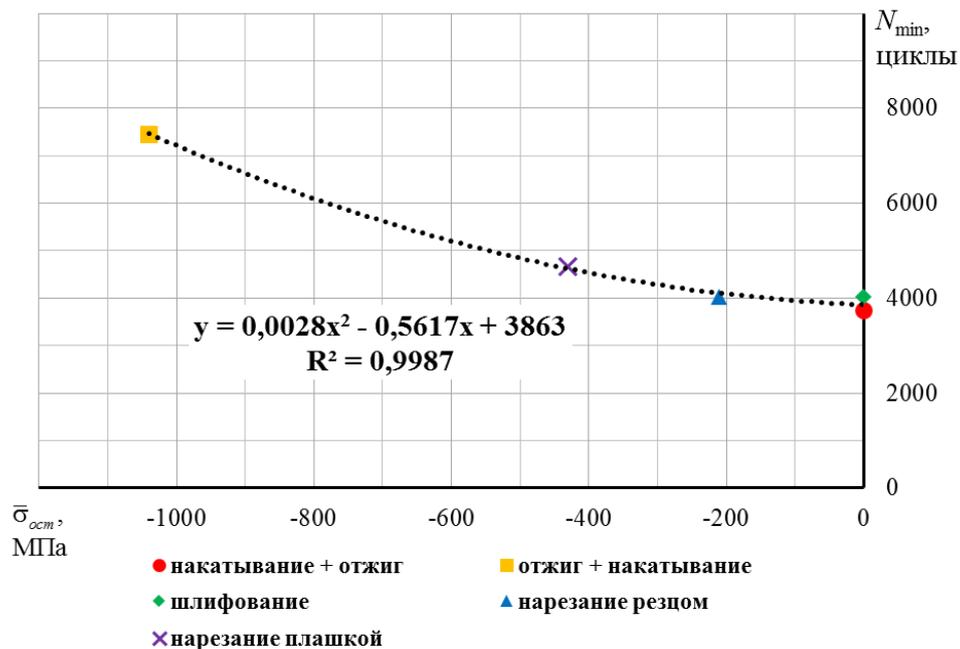


Рис. 1. Количество циклов до разрушения в зависимости от величины критерия среднеинтегральных остаточных напряжений при различных способах формирования резьбы (материал деталей – ВТ16)

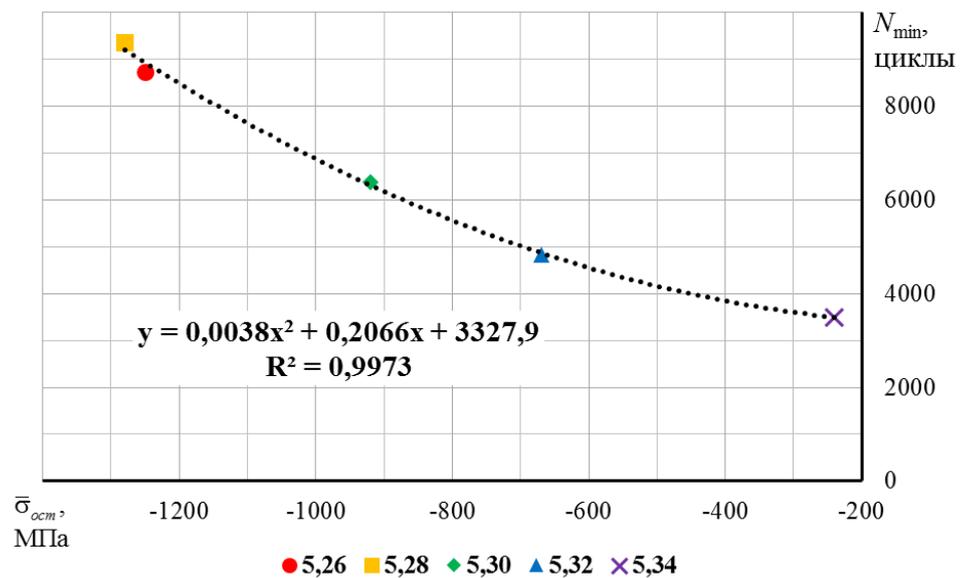


Рис. 2. Количество циклов до разрушения в зависимости от величины критерия среднеинтегральных остаточных напряжений для различных диаметров заготовок (мм) под накатывание резьбы (материал болтов – ВТ16)

Однозначной зависимости между степенью пластической деформации в резьбе и циклической долговечностью резьбовых деталей по результатам экспериментов в [12] не установлено. Установ-

ленное изменение долговечности связано с изменением величины и характера распределения остаточных напряжений во впадинах резьбы.

Влияние последовательности термообработки на циклическую долговечность резьбовых деталей изучалось на болтах М6 из сталей ЭИ696, ЭИ961, ВНС17, 16ХСН. Болты подвергались термообработке после накатывания резьбы. Термообработка накатанных болтов привела к

существенному снижению циклической долговечности – в 2–11 раз, что связано с релаксацией остаточных напряжений (рис. 3). Наибольшее снижение долговечности наблюдалось у болтов из стали 16ХСН, наименьшее – из стали ВНС17.

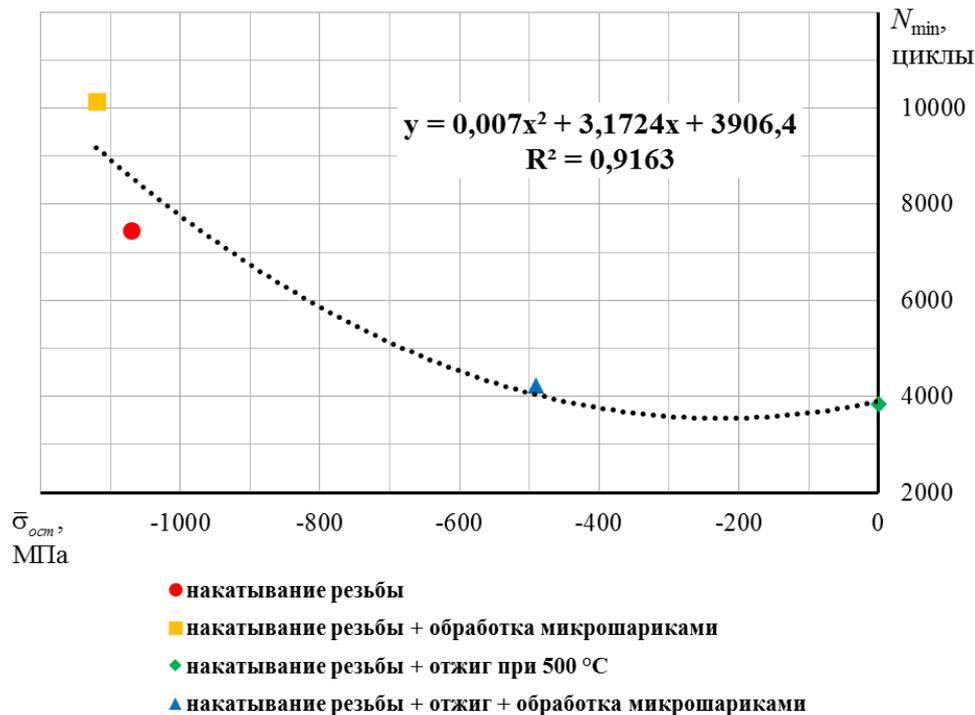


Рис. 3. Количество циклов до разрушения болтов М6 в зависимости от величины критерия среднеинтегральных остаточных напряжений для различных способов упрочнения поверхности пластическим деформированием

Испытания на усталость болтов М6 из сплава ВТ16, изготовленных с упрочнением микрошариками на роторной установке, показали, что среднее значение остаточных напряжений практически не изменилось ввиду исчерпания материалом пластичности при изготовлении резьбы накатыванием. Однако рассеяние величины циклической долговечности уменьшилось, вследствие чего повысилась её нижняя граница. Это является важной особенностью, так как в ОСТ 1 00152-74 на приём-сдаточные испытания оговорена именно нижняя граница циклической долговечности, равная 4000 циклам. Кроме того, обработка микрошариками также повышает среднее значение и нижнюю границу циклической долговечности отожжённых болтов.

На рис. 1–3 пунктирными линиями показаны описанные по экспериментальным точкам аппроксимирующие зависимости числа циклов до разрушения от величины критерия среднеинтегральных остаточных напряжений и приведены соответствующие данным зависимостям уравнения. Через  $y$  выражено число циклов до разрушения, через  $x$  – критерий среднеинтегральных остаточных напряжений,  $R^2$  – достоверность аппроксимации (коэффициент детерминированности). По значениям  $R^2$ , полученным для рассмотренных случаев, видно, что зависимости квадратичного вида хорошо согласуются с экспериментальными данными. Следовательно, прослеживается определённая закономерность между изменением числа циклов до разрушения резьбовых деталей

в малоцикловой области и величиной критерия среднеинтегральных остаточных напряжений, что указывает на принципиальную возможность использования данного критерия для оценки малоцикловой усталости.

По результатам анализа влияния технологических факторов на малоцикловую усталость резьбовых деталей следует отметить, что определяющее влияние оказывают диаметр заготовки под накатывание резьбы, термообработка, усилие и время накатывания, то есть факторы, оказывающие наибольшее влияние на уровень и характер распределения остаточных напряжений. Во всех рассмотренных случаях увеличение уровня сжимающих остаточных напряжений приводит к увеличению циклической долговечности.

Таким образом, можно сделать вывод: рассмотренные экспериментальные данные показывают наличие связи между величиной критерия среднеинтегральных остаточных напряжений и числом циклов до разрушения в малоцикловой области. Однако непосредственное применение этого критерия для определения малоцикловой усталости затруднено тем, что имеет место перераспределение пластических деформаций и трещина продолжает развиваться вплоть до разрушения детали. Поэтому следует прогнозировать усталостную долговечность при комбинированном мало- и многоцикловом нагружении с учётом остаточных напряжений как перспективного подхода на базе среднеинтегральных остаточных напряжений.

### Библиографический список

1. Павлов В.Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. 1986. № 8. С. 29-32.

2. Радченко В.П., Афанасьева О.С. Методика расчёта предела выносливости упрочнённых цилиндрических образцов с концентраторами напряжений при температурных выдержках в условиях ползучести // Вестник СамГТУ. Сер. Физ.-мат. науки. 2009. № 2 (19). С. 264-268. doi: 10.14498/vsgtu733

3. Кирпичёв В.А., Букатый А.С., Филатов А.П., Чирков А.В. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 81-85.

4. Кирпичёв В.А., Саушкин М.Н., Сазанов В.П., Семёнова О.Ю. Остаточные напряжения и сопротивление усталости образцов с V-образными надрезами из стали ВНС40 // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 5 (36), ч. 1. С. 95-99.

5. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулюк В.С. Прогнозирование сопротивле-

ния усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.

6. Вакулюк В.С., Кирпичёв В.А., Павлов В.Ф., Сазанов В.П. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов с концентраторами напряжений // Вестник УГАТУ. 2013. Т. 17, № 1(54). С. 45-49.

7. Кудрявцев П.И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. М.: Машиностроение, 1982. 171 с.

8. Махутов Н.А. Конструкционная прочность, ресурс и техногенная безопасность. Ч. 1: Критерии прочности и ресурса. Новосибирск: Наука, 2005. 494 с.

9. Махутов Н.А., Бурак М.И., Гаденин М.М. Механика малоциклового разрушения. М.: Наука, 1986. 264 с.

10. Махутов Н.А. Деформационные критерии разрушения и расчёт элементов конструкций на прочность. М.: Машиностроение, 1981. 272 с.

11. Oakley S.Y., Nowell D. Prediction of the combined high- and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage // International Journal of Fatigue. 2007. V. 29, Iss. 1. P. 69-80.

doi: 10.1016/j.ijfatigue.2006.02.042

12. Иванов С.И., Павлов В.Ф., Минин Б.В., Кирпичёв В.А., Кочеров Е.П., Головкин В.В. Остаточные напряжения и

сопротивление усталости высокопрочных резьбовых деталей. Самара: Самарский научный центр РАН, 2015. 170 с.

### Информация об авторе

**Злобин Андрей Сергеевич**, аспирант кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследова-

тельский университет). E-mail: [as.zlobin@mail.ru](mailto:as.zlobin@mail.ru). Область научных интересов: динамика и прочность деталей ГТД, циклическая долговечность деталей с остаточными напряжениями.

## ESTIMATION OF RESIDUAL STRESS INFLUENCE ON THE LOW-CYCLE FATIGUE OF THREADED PARTS

© 2015 A. S. Zlobin

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The possibility of using the criterion of average integral residual stresses to estimate the cyclic life of threaded parts in the area of low-cycle fatigue is examined in the article. The peculiarities of fracture under high-cycle and low-cycle stresses are pointed out. The problems of using equations and criteria of linear mechanics in the low-cycle fatigue area are specified. These problems are mostly related to the origination of plastic deformation regions; the sizes of the latter may be significantly greater than those of the cracks. Technological factors affecting the origination and distribution of residual stresses are considered. It is noted that the diameter of the workpiece for thread rolling, heat treatment, the force and time of rolling are of the greatest importance. The connection between the number of cycles prior to fracture and the residual stress value, expressed in terms of the average integral residual stress criterion under the influence of different technological factors is illustrated. According to the results of low-cycle fatigue tests of threaded parts it has been shown that the dependence of the number of cycles prior to fracture on the value of the average integral residual stress criterion is approximated closely by equations of the quadratic form. The appropriate magnitudes of approximation reliability are not lower than 0.9163.

*Residual stresses, low-cycle fatigue, cyclic life, threaded parts, hardening.*

### References

1. Pavlov V.F. On connection between residual stresses and endurance limit under bending in stresses concentration conditions. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1986. No.8. P. 29-32. (In Russ.)
2. Radchenko V.P., Afanacieva O.S. Calculation Procedure of a Fatigue Point for Strengthened Cylindrical Specimen with Pressure Concentrators at Temperature Endurances in the Creep Conditions. *Vestnik SamGTU. Seriya: Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 2009. No. 2 (19). P. 264-268. (In Russ.). doi: 10.14498/vsgtu733
3. Kirpichev V.A., Bukaty A.S., Filatov A.P., Chirkov A.V. Prediction of the endurance limit of superficially strengthened details at various degree of stress concentration. *Vestnik UGATU*. 2011. No. 4 (44). P. 81-85. (In Russ.)
4. Kirpichev V.A., Saushkin M.N., Sazanov V.P., Semyonova O.Yu. Residual stresses and endurance strength in the specimens with v-shaped notches made of BHC40 steel. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. № 5 (36), part 1. P. 95-99. (In Russ.)

5. Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Vakulyuk V.S. *Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno-uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue resistance of surface-hardened parts by residual stresses]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2012. 125 p.
6. Vakulyuk V.S., Kirpichev V.A., Pavlov V.F., Sazanov V.P. Forecasting the limits of endurance surface hardening of specimens with stress. *Vestnik UGATU*. 2013. V. 17, №1 (54). P. 45-49. (In Russ.)
7. Kudryavtsev P.I. *Nerasprostranyayushchiesya ustalostnye treshchiny* [Nonpropagating fatigue cracks]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1982. 171 p.
8. Makhutov N.A. *Konstruksionnaya prochnost', resurs i tekhnogennaya bezopasnost'*. Chast' 1: *Kriterii prochnosti i resursa* [Structural strength, service life and technogenic safety. Part 1: Criteria of strength and service life]. Novosibirsk: Nauka Publ., 2005. 494 p.
9. Makhutov N.A., Burak M.I., Gadenin M.M. *Mekhanika malotsiklovogo razrusheniya* [Mechanics of low-cycle fatigue failure]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 264 p.
10. Makhutov N.A. *Deformatsionnye kriterii razrusheniya i raschet elementov konstruktsiy na prochnost'* [Deformation failure criterion and strength calculation of structural elements]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 272 p.
11. Oakley S.Y., Nowell D. Prediction of the combined high- and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage. *International Journal of Fatigue*. 2007. V. 29, Iss. 1. P. 69-80. doi: 10.1016/j.ijfatigue.2006.02.042
12. Ivanov S.I., Pavlov V.F., Minin B.V., Kirpichev V.A., Kocherov E.P., Golovkin V.V. *Ostatochnye napryazheniya i soprotivlenie ustalosti vysokoprochnykh rez'bovykh detaley* [Residual stresses and fatigue resistance of high-strength threaded parts]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2015. 170 p.

#### About the author

**Zlobin Andrey Sergeevich**, postgraduate student of the Department of Strength of Materials, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail:

[as.zlobin@mail.ru](mailto:as.zlobin@mail.ru). Area of Research: dynamics and strength of gas turbine engine parts, cyclic life of parts under residual stresses.

УДК: 621.431.75

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ТРЕЩИН НА ВНУТРЕННЕМ КОРПУСЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НК-86

© 2015 Е. Е. Кочерова

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

Надёжность работы изделий авиационной техники напрямую зависит от надёжности отдельных ответственных деталей, поэтому в течение всего жизненного цикла изделия большое внимание уделяется выявлению причин возникновения дефектов и разработке мероприятий по их предотвращению. В статье представлен анализ результатов работ по исследованию причин возникновения дефекта внутреннего корпуса камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-86 «Меридиональные трещины на конической части фланца». Подробно исследованы металлургические свойства дефектного корпуса. Проведён цикл работ по определению остаточных напряжений на поверхности детали внутреннего корпуса, а также на образцах, которые были вырезаны из корпусов с различной наработкой и обработкой поверхности, в том числе с использованием дополнительной термической и механической обработки. Приведены эпюры распределения остаточных напряжений для образцов, полученных из корпусов с различной наработкой и подвергнутых различным методам снятия растягивающих остаточных напряжений. Проведены испытания на выносливость одного из корпусов. На основе полученных результатов сделаны выводы о влиянии остаточных напряжений на сопротивление усталости исследованных деталей и предложены мероприятия по устранению и предотвращению дефекта как на исследуемом корпусе камеры сгорания, так и на корпусных деталях, изготавливаемых по схожим технологиям и эксплуатирующихся в подобных условиях.

*Газотурбинный двигатель, корпус камеры сгорания, сопротивление усталости, остаточные напряжения, наклёп, механическая обработка.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-126-134

**Введение.** Дефект был выявлен при контроле внешним осмотром ремонтного корпуса камеры сгорания, имеющего наработку в эксплуатации 4370 часов. На конической части фланца с внутренней стороны обнаружены четыре трещины длиной до 45 мм, направленные по образующей (меридиану). Проведённый люминесцентный контроль выявил в той же зоне, кроме вышеуказанных четырёх трещин, большое количество аналогично ориентированных несквозных трещин длиной от 1,5 до 5 мм, две из которых оказались сквозными. Для исследования причин возникновения дефекта было принято решение о проверке различными методами контроля ещё нескольких ремонтных корпусов [1].

По результатам контроля было выявлено:

- трещины различных степеней развития обнаружены на 70 % ремонтных корпусов с наработками от 3000 до 6000 часов;
- на 30 % ремонтных корпусов с наработками от 1400 до 6600 часов дефектов не обнаружено;
- на пяти новых корпусах дефектов не обнаружено;
- системы в расположении дефектов не отмечено;
- связь степени развития дефекта с наработкой не выявлена.

Рассмотрим условия возникновения дефекта.

Оболочка находится под внешним перепадом давления, что обеспечивает сжи-

мающие окружные напряжения достаточно высокого уровня, не способствующие образованию и развитию меридиональных трещин отрыва. Существенных перепадов температур по толщине оболочки как на стационарных, так и на нестационарных режимах работы при существующих условиях теплообмена и теплофизических свойствах сплава ЭИ437Б физически быть не может. Это говорит о наличии специфических условий образования и развития трещин, выяснение которых наряду с необходимостью обоснования конструктивных и тех-

нологических мероприятий потребовало проведения исследований.

**Исследование дефектного корпуса.** Металлургическим исследованиям были подвергнуты два фрагмента ремонтного корпуса с наибольшими трещинами длиной 40 и 42 мм (сквозная). Люминесцентным контролем на фрагментах были выявлены дополнительно несколько мелких несквозных трещин длиной 1,5–7 мм. Все трещины были ориентированы в меридиональном направлении (рис. 1).

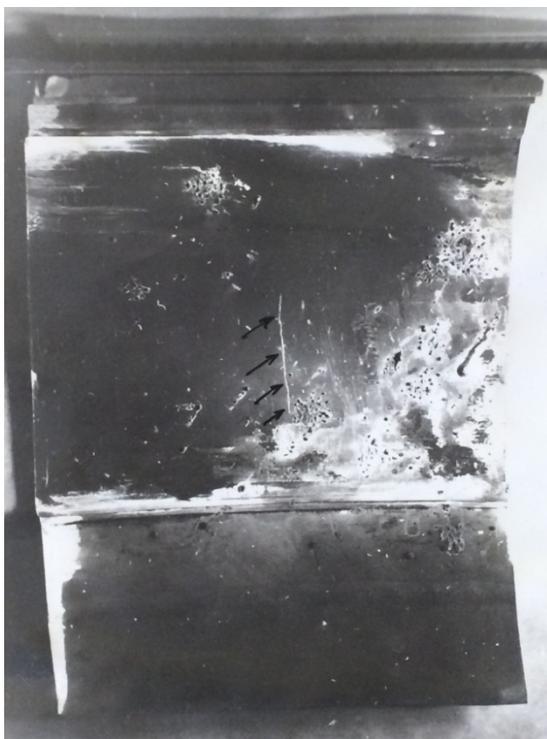


Рис. 1. Свечение люминофора на внутренней поверхности корпуса – 40 мм в осевом направлении

По результатам исследований были сделаны следующие выводы:

- химический состав и механические свойства соответствуют нормам для сплава ЭИ437Б;
- излом окислен до жёлтого цвета ( $t \leq 400 \text{ }^\circ\text{C}$ ), что соответствует рабочей температуре максимального режима;

- одна из трещин сквозная, вторая несквозная с развитием трещины на 80% толщины корпуса;

- излом сглаженный, фасеточный, усталостного характера с началом от внутренней поверхности, развитие трещины транскристаллитное [2];

- соотношение глубины и длины несквозных трещин от 0,01 до 0,15, все трещины усталостные;

– величина зерна в изломе 1–2 балла, отдельные зерна крупнее 1 балла, что допускается техническими условиями на раскатные заготовки, но неблагоприятно по сопротивлению усталости;

– методом декорирования дислокаций на наружной и внутренней поверхностях был выявлен нагартованный слой в виде линий скольжения, глубина наклёпа на внутренней поверхности составляет 0,021 – 0,042 мм, на наружной поверхности зон наклёпа больше, а глубина достигает 0,056 мм;

– наклёпанный слой имеет зональный характер, что говорит о нестабильности процесса резания [3];

– внутри кристаллов по сечению оболочки выявлены «двойники» и отдельные развитые полосы скольжения;

– микрофрактографическое исследование сквозного излома выявило наличие усталостных бороздок по всей толщине оболочки детали, за исключением очаговой зоны на внутренней поверхности, глубиной 0,05 мм;

– интервал от 0,05 до 1,5 мм по толщине оболочки содержит 1400 бороздок, т.е. минимальное число циклов развития трещины 1400, что соответствует количеству полётов за время работы двигателя до его снятия с эксплуатации [3];

– на внутренней поверхности рентгеноструктурным анализом обнаружены

остаточные напряжения сжатия порядка 10 МПа.

В [4] указывается, что при испытаниях на усталость образцов с наклёпом в их поверхностном слое трещины появляются задолго до окончательного разрушения и количество их возрастает с увеличением степени наклёпа. Следовательно наклёп существенно снижает сопротивление усталости материала и, видимо, является одной из причин разрушения корпуса.

**Исследования корпусов других изделий серии.** Исследовались образцы, вырезанные из корпусов, снятых с других изделий серии:

– первый корпус с наработкой на изделии 6638 часов, без видимых дефектов, с заполировкой внутренней поверхности;

– второй корпус с наработкой на изделии 4782 часа, с видимыми трещинами как с наружной, так и с внутренней поверхности оболочки фланца.

На первом корпусе наклёп с внутренней стороны поверхности (заполированной) отсутствует, с наружной стороны и на незаполированном участке внутренней поверхности обнаружены небольшие участки наклёпа. На втором корпусе имеется большое количество мелких трещин, развивающихся транскристаллитно, что подтверждает усталостный характер разрушения [2] (рис. 2).



Рис. 2. Транскристаллитно развивающиеся мелкие трещины на втором корпусе

На внутренней и наружной поверхностях второго корпуса имеются линии скольжения глубиной от 0,03 до 0,078 мм и большое количество двойников. Кроме того, наклёп высокой интенсивности обнаружен и на наружной поверхности оболочки фланца.

По результатам фрактографического исследования на электронном микроскопе определено число макророззодок в изломе – 2300, что соответствует числу полётов за время эксплуатации [3]. Усталостных микророззодок в изломе не обнаружено, что говорит о низкой скорости развития трещины, характерной для первого участка кинетической диаграммы, соответствующей низкому уровню действовавших переменных нагрузок [5, 6]. Основное направление разрушения наблюдается от наружной поверхности корпуса. Имеется и вторичная очаговая зона разрушения с внутренней поверхности.

Были исследованы ещё два корпуса:

– первый корпус после работы на изделии в течение 1460 часов (подвергался испытаниям на выносливость);

– второй корпус изготовлен по технологии с последующей заполировкой и термообработкой в узле: старение (750°С, 16 часов, охлаждение на воздухе) [7].

Во время испытаний на выносливость [8,9] первого корпуса были получены две трещины, ориентированные в осевом направлении. Металлографическим исследованием на обоих корпусах выявлен наклёп в виде линии скольжения глубиной:

– 0,3 мм; 0,5 мм; 0,6 мм с обеих поверхностей, местами на всю толщину фланца – на втором корпусе;

– 0,28 мм; 0,35 мм; 0,42 мм; 0,5 мм с обеих поверхностей, а на одном шлифе сквозной наклёп первого корпуса.

Также были вырезаны дополнительные шлифы из нового корпуса и термообработаны по режиму: закалка (1080°С, 8 часов, охлаждение на воздухе) и старение (750°С, 16 часов, охлаждение на воздухе).

После термической обработки наклёпа в виде линий скольжения не обнаружено, двойники, как и ожидалось, остались.

**Исследование остаточных напряжений.** Исследованы остаточные напряжения на образцах, вырезанных из корпусов:

– с дефектами с внутренней поверхности фланца после наработки корпуса в эксплуатации 4370 часов;

– с дефектами с внутренней поверхности фланца после наработки корпуса в эксплуатации 5798 часов;

– без дефектов после наработки корпуса в эксплуатации 6638 часов;

– с дефектами с наружной поверхности фланца после наработки корпуса в эксплуатации 4782 часа;

– новый корпус после точения с последующей заполировкой;

– новый корпус после точения с последующей заполировкой и термообработкой по режиму:  $t = 750\text{ }^{\circ}\text{C}$ , два часа в аргоне и охлаждение до 600 °С в аргоне, а затем на воздухе;

– новый корпус с заполировкой, после точения с термической обработкой: 750 °С, два часа в аргоне.

На рис. 3-6 приведены эпюры остаточных напряжений  $\sigma$  по толщине поверхностного слоя  $h$  исследованных корпусов, полученных методом Н.Н. Давиденкова [10, 11].

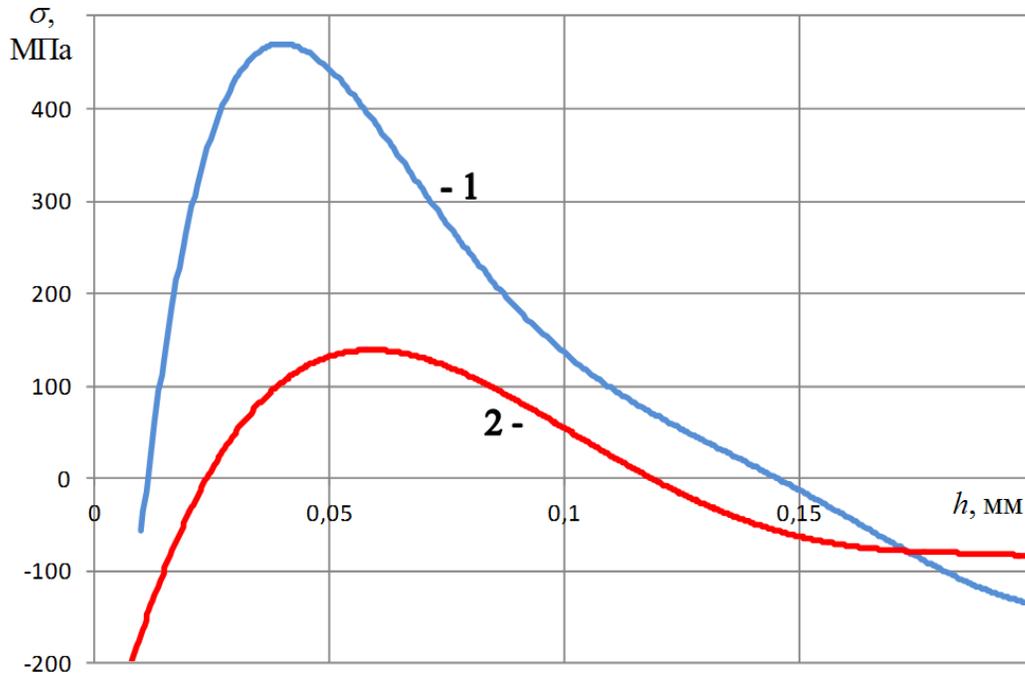


Рис. 3. Этюры остаточных напряжений в поверхностном слое корпуса с наработкой 5798 часов:  
1 - исходное состояние; 2 – полировка

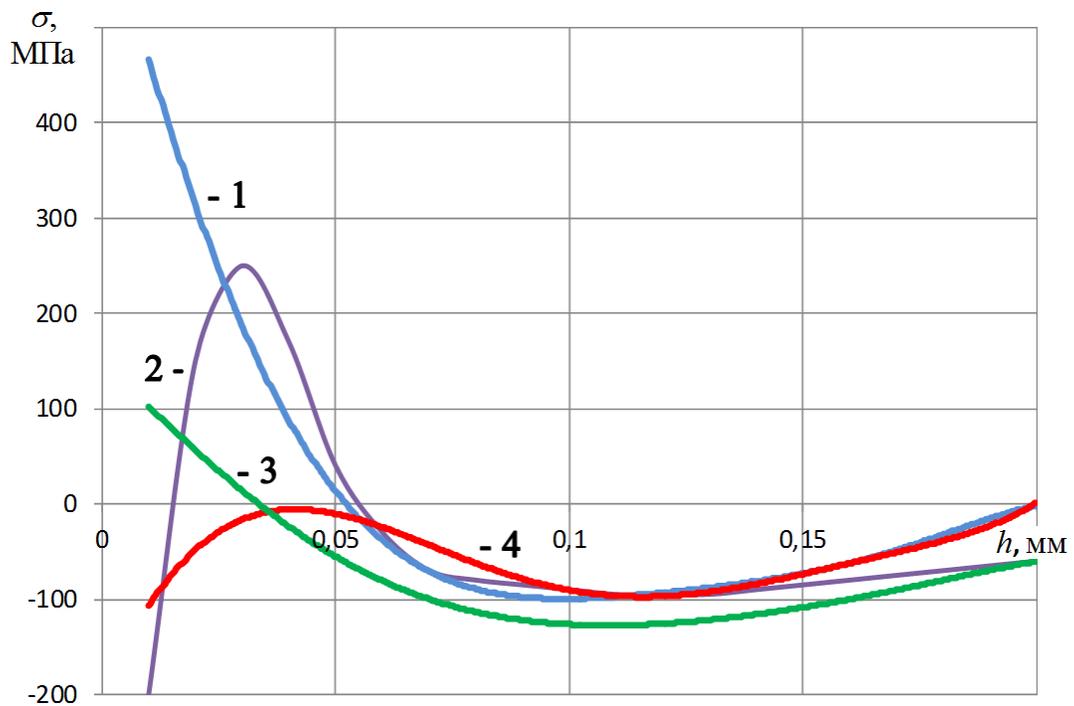


Рис. 4. Этюры остаточных напряжений в поверхностном слое корпуса с наработкой 4782 часа:  
1 – наружная поверхность, исходное состояние; 2 – внутренняя поверхность, исходное состояние;  
3 – наружная поверхность, термическая обработка; 4 – внутренняя поверхность, термическая обработка

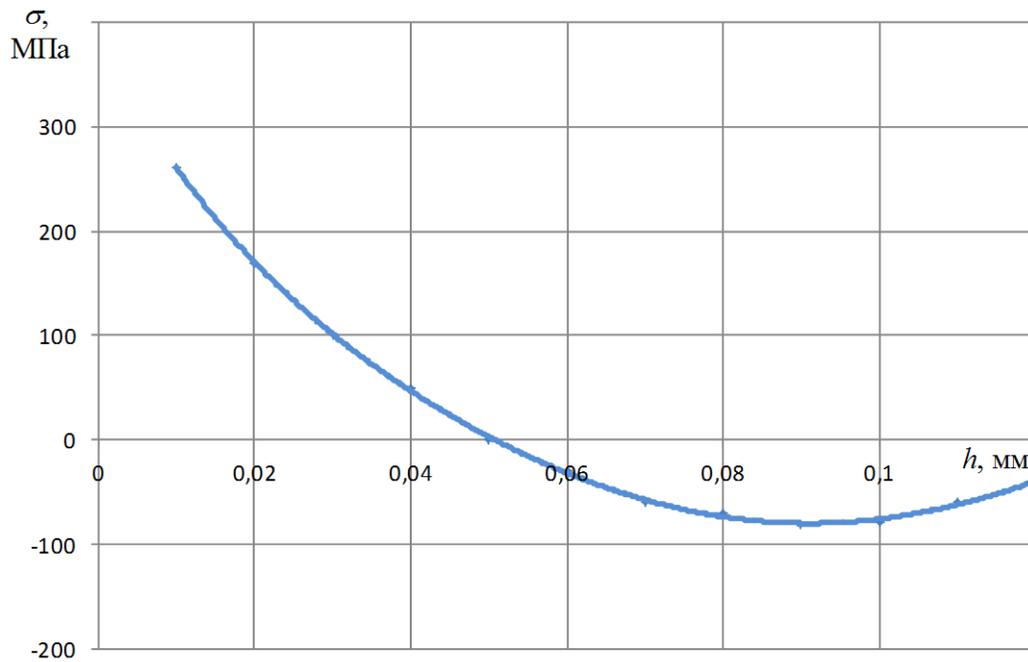


Рис. 5. Эюра остаточных напряжений в поверхностном слое корпуса с наработкой 6638 часов, исходное состояние

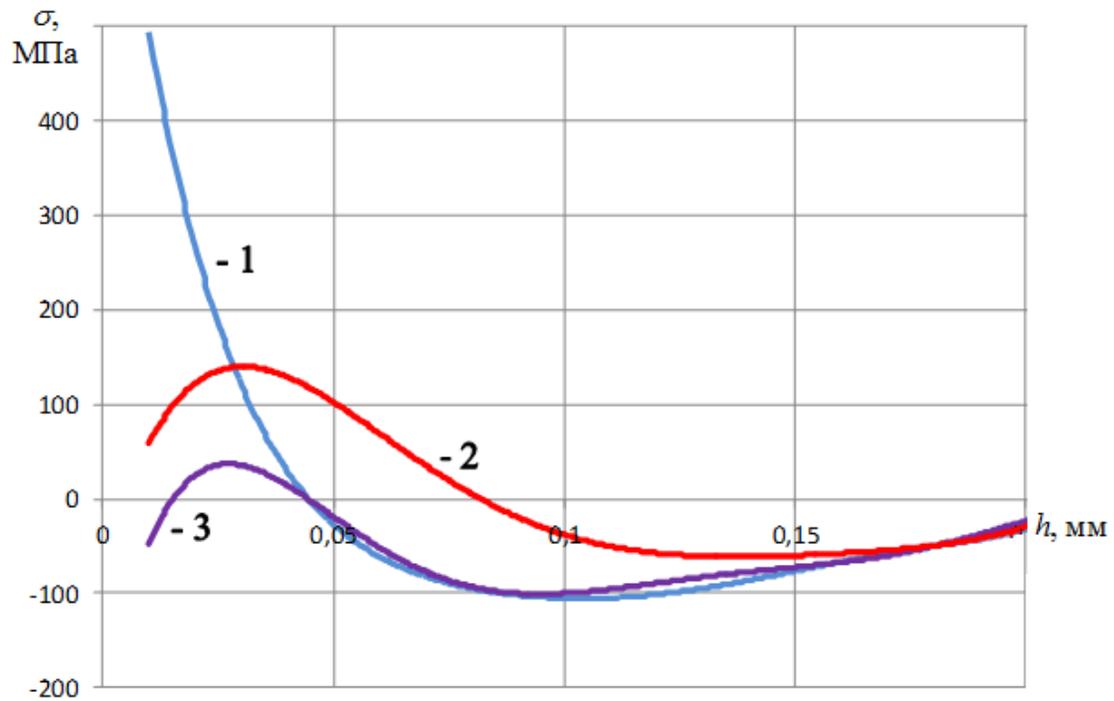


Рис. 6. Эюры остаточных напряжений в поверхностном слое нового корпуса: 1 – исходное состояние, 2 – термическая обработка, 3 – полировка

Анализ результатов распределения остаточных напряжений, представленных на рис. 4-6, позволяет сделать следующие выводы:

– точение оболочки фланца формирует на поверхности детали неблагоприятные с точки зрения сопротивления усталости растягивающие остаточные напряжения;

– зафиксирован большой разброс как в распределении остаточных напряжений, так и в уровне максимальных растягивающих остаточных напряжений, а также глубины их распространения как на новых, так и на эксплуатировавшихся деталях;

– в исследованных дефектных корпусах на поверхности, с которой идёт развитие трещин, наблюдается высокий (до 600 МПа) уровень растягивающих остаточных напряжений, обычно с подповерхностным максимумом;

– в корпусе с большой наработкой без дефектов остаточные напряжения растяжения в поверхностном слое невысоки и составляют  $+220 \div +270$  МПа;

– в новом корпусе остаточные напряжения после точения достигают +600 МПа и переходят в сжимающие на глубине 50 мкм, заполировка поверхности обеспечивает уровень остаточных напряжений в поверхностном слое от – 120 до + 80 МПа;

– заполировка поверхности дефектного корпуса более чем в два раза снижает

уровень растягивающих остаточных напряжений в поверхностном слое;

– термообработка по выбранному в исследовании режиму существенно (в несколько раз) снижает уровень остаточных напряжений в поверхностном слое.

**Заключение.** По результатам проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

1. Основную роль в снижении выносливости корпуса камеры сгорания играет неблагоприятная технологическая наследственность, связанная с распределением и высоким уровнем растягивающих остаточных напряжений в поверхностном слое.

2. Распределение остаточных напряжений на дефектных корпусах с внутренних поверхностей не характерно для точения по технологии и характеризуется наличием напряжений сжатия на поверхности и высоких напряжений растяжения – в подслое. Такое распределение остаточных напряжений предполагает предельное повреждение поверхностного слоя и, соответственно, весьма низкое сопротивление усталости детали [12].

3. Нормализация режимов резания, введение пониженной температуры закалки, высокого отпуска и полировки поверхности корпуса устраняет указанные недостатки и стабилизируют предел выносливости на уровне 300 МПа на базе  $5 \cdot 10^6$  циклов нагружения.

### Библиографический список

1. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. М.: ЦИАМ, 2004. 260 с.

2. Терентьев В.Ф., Петухов А.Н. Усталость высокопрочных металлических материалов. М.: ИМЕТ РАН-ЦИАМ, 2013. 515 с.

3. Партон В.З., Борисковский В.Г. Динамика хрупкого разрушения. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.

4. Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. Основы обеспечения прочностной надёж-

ности авиационных двигателей и силовых установок. СПб.: СПбГПУ, 2004. 390 с.

5. Кудрявцев И.В., Наумченко Н.Е., Саввина Н.М. Усталость крупных деталей машин. М.: Машиностроение, 1981. 240 с.

6. Колмогоров В.Л. Напряжения, деформации, разрушение. М.: Metallurgia, 1970. 229 с.

7. Химушин Ф.Ф. Лигирование, термическая обработка и свойства жаропрочных сталей и сплавов. М.: Metallurgia, 1969. 749 с.

8. ГОСТ 25.502-79. Расчёты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. М.: Стандартиформ, 1983. 50 с.

9. Биргер И.А. Стержни, пластинки, оболочки. М.: Физматлит, 1992. 392 с.

10. Биргер И.А. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. 232 с.

11. Иванов С.И. Определение оста-

точных напряжений в пластинках методом полосок // Труды КуАИ. Вып. 48. Куйбышев: КуАИ, 1971. С. 139-152.

12. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулук В.С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям: Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.

### Информация об авторе

**Кочерова Евгения Евгеньевна**, аспирант кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследо-

вательский университет). E-mail: [kocherova\\_2020@mail.ru](mailto:kocherova_2020@mail.ru). Область научных интересов: динамика и прочность деталей ГТД, циклическая долговечность деталей с остаточными напряжениями.

## INVESTIGATION OF THE CAUSES OF CRACK ORIGINATION IN THE INNER CASING OF NK-86 GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

© 2015 E. E. Kocherova

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The performance reliability of aerospace products is directly related to the reliability of each essential part; therefore special attention is paid to establishing the reasons of occurrence of defects and to developing preventive measures during the whole life cycle of a product. The article contains the analysis of the results of investigating the causes of defects occurring in the inner casing of the combustion chamber of NK- 86 gas turbine engine «Meridional cracks on the conical part of the flange». Metallurgical properties of the defective casing are examined in detail. A number of studies aimed at determining residual stresses on the surface of a part of the housing, as well as on specimens cut out from the housings with different hours in service and different surface treatment, including the use of additional thermal and mechanical treatment has been carried out. Diagrams of residual stress distribution for the specimens cut out of the housings with different treatment and subjected to various methods of relieving tensile residual stresses are presented. Endurance tests of one of the housings have been carried out. Conclusions about the influence of residual stresses on the fatigue resistance of the parts under investigation have been made. Measures to eliminate and prevent the defect both for the tested housing of the combustion chamber and for the base members manufactured by similar technologies and operated in similar conditions are proposed.

*Gas turbine engine; combustion chamber housing; fatigue resistance; residual stresses; work hardening; machining.*

### References

1. *Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley grazhdanskoy aviatsii* [Strength standards for civil aviation gas turbine engines. Moscow: CIAM Publ., 2004. 260 p.

2. Terent'ev V.F, Petukhov A.N. *Us-talost' vysokoprochnykh metallicheskih materialov* [Fatigue of high-strength metallic materials]. Moscow: CIAM Publ., 2013. 515 p.

3. Parton V.Z., Borisovski V.G. *Dinamika khrupkogo razrusheniya* [Dynamics of brittle fracture]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 240 p.
4. Anurov U.M., Fedorchenko D.G. *Osnovy obespecheniya prochnostnoy nadezhnosti aviatsionnykh dvigateley i silovykh ustanovok* [Principles of ensuring strength reliability of aircraft engines and power plants]. St. Petersburg: Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University Publ., 2004. 390 p.
5. Kudryavcev I.V., Naumchenko N.E., Savvina N.M. *Ustalost' krupnykh detalej mashin* [Fatigue of large machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 240 p.
6. Kolmogorov V.L. *Napryajeniya, deformatsii, razrusheniya* [Stresses, deformations, fracture]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1970. 229 p.
7. Khimushchin F.F. *Ligirovanie, termicheskaya obrabotka i svoystva zharo-prochnykh staley i splavov* [Ligation, thermal treatment and properties of heat-resistant steels and alloys]. Moscow: Metallurgiya, 1969. 749 p.
8. GOST 25.502-79. Strength analysis and testing in machine building. Methods of metals mechanical testing. Methods of fatigue testing. Moscow: Standartinform Publ., 1983. 50 p. (In Russ.)
9. Birger I.A. *Sterzhni, plastinki, obolochki* [Rods, plates, shells]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1992. 392 p.
10. Birger I.A. *Ostatochni napryazheniya* [Residual stresses]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1963. 368 p.
11. Ivanov S.I. The determination of residual stresses in plates by stripes method. *Trudy KuAI*. Issue 48. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 139-152. (In Russ.)
12. Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Vakulyuk V.S. *Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno-uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue resistance of surface-hardened parts by residual stresses]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr Publ., 2012. 125 p.

#### About the author

**Kocherova Evgeniya Evgen'evna**, postgraduate student of the Department of Strength of Materials, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federa-

tion. E-mail: [Kocherova\\_2020@mail.ru](mailto:Kocherova_2020@mail.ru). Area of Research: dynamics and strength of gas-turbine engine parts, cyclic life of parts under residual stresses.

УДК 629. 78. 064

**ВЛИЯНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ СОПРОТИВЛЕНИЙ 3g И 4g НА ДИСПЕРСНУЮ СТРУКТУРУ НИЗКО- И СРЕДНЕЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ**

© 2015 Ю. С. Левкин, И. А. Лушкин

Тольяттинский государственный университет

Экспериментальные опыты проводились на стационарном стенде ДЭВС-200 А-1. Результатом работы было получение изменений гидродинамических процессов в дисперсной структуре под влиянием поперечной вибрации. Воздействие вибрационных параметров (частоты вибрации и вибрационных ускорений) меняет структурную модель двухфазных потоков. Классическая двухфазная структура, попав в поле поперечной вибрации всей поверхностью упругой трубы, находится в исходном состоянии до определённого порога вибрационного ускорения. В работе не рассматриваются вопросы структурных изменений. На двухмерных графиках показана зависимость гидравлических параметров в поле вибрационных воздействий. Трёхмерные пространственные модели характеризуют взаимозависимость между тремя гидравлическими параметрами, на которые воздействуют вибрационные процессы. Приведены графики и номограммы, характеризующие наглядность гидродинамических зависимостей от влияний на них вибрации.

*Двухфазный поток, дисперсная структура, режим, поперечная вибрация, частота вибрации, вибрационное ускорение.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-135-142

Вибрация на современном техническом уровне является неотъемлемой характеристикой большинства производственных процессов. Поэтому задачи управления вибрационными процессами и качественно более глубокое изучение физических процессов, связанных с воздействием вибрации, являются весьма актуальными.

Основы изучения двухфазных течений и их развитие заложили Г.Уоллис, Дж. Хьюитт и Холл-Тейлор, С. С. Кутариладзе и М. А. Стыркевич, В.Е. Дорошук, Б. С. Петухов, А. М. Кутепов и др. [1-5].

Количество нерастворённого воздуха рабочей жидкости зависит от многих параметров: давления, температуры, скорости движения потока, физических свойств жидкости, конструктивных особенностей гидравлических механизмов и т.д. [6].

Необходимость проектирования и монтажа гидравлической аппаратуры, строительных и дорожных машин с учётом фактора вибрации обуславливает исследование потерь в вибрирующих элементах систем [7].

При смене режима течения происходят изменения показаний параметров, в частности, изменения гидравлических потерь установившегося потока при переходе его в другую структуру. В двухфазных потоках происходит аналогичный эффект, но только объектом исследования становятся уже не одна, а две фазы. Так, при псевдотурбулентном режиме увеличение вибрационного ускорения приводит к изменению расхода жидкости в поле поперечной вибрации [8].

Предшествующие опыты наложения поперечной вибрации на структуры двухфазных потоков показали изменения структур от варьирования вибрационных ускорений. Дисперсные структуры встречаются в агрегатах турбовинтовых летательных аппаратов. Частоты, на которых проводились опыты, значительно ниже, чем рабочие частоты авиационных двигателей. Интерес может представлять последовательность, которая наблюдается при трансформации дисперсной структуры с последующим переходом её в плёночно-дисперсную структуру. Изменения первоначальной структуры определяют

вибрационные параметры. Экспериментальные опыты проводились на стационарном стенде ДЭВС-200А – 1 [9,10]. Настоящая работа является продолжением работы «Влияние поперечной вибрации на изменения первоначальной дисперсной структуры двухфазного потока».

Подставим первоначальные значения скорости из [11] в (1), где скорость двухфазного дисперсного потока определяется скоростью газовой фазы, на которую воздействуют вибрационные процессы. Скорость мельчайших капель жидкой фазы рассматривается как спутник скорости газа:

$$\Delta v = \frac{\Delta Q}{\Delta \omega}, \quad (1)$$

где  $\Delta \omega$  – живые сечения с учётом вибрационных смещений канала трубы, см<sup>2</sup>;  $\Delta Q$  – расход с учётом вибрационных смещений канала трубы, л/мин;  $\Delta v$  – скорость с учётом вибрационных воздействий, м/с.

Влияние поперечной вибрации в диапазоне 30÷60 Гц изменяет первоначальные гидродинамические параметры дисперсной структуры [11], что и отражает табл. 1 для 30, 40, 50 и 60 Гц соответственно.

Таблица 1. Влияние низкочастотных колебаний при постоянном вибрационном ускорении 3 g на параметры гидравлических характеристик

$\Delta Q$ , л/мин	1,023	1,032	1,039	1,084
$\Delta \omega$ , см <sup>2</sup>	0,628	0,618	0,616	0,614
$\Delta v$ , м/с	1,629	1,670	1,687	1,765

По табл. 1 построим зависимости изменения скорости дисперсной структуры от её расхода и живых сечений при вибрационных воздействиях 30÷60 Гц [9] (рис. 1, 2).

На рис. 1 зависимость скорости дисперсной структуры от её расхода представлена полиномиальной кривой и эмпирической формулой.

На рис. 2 зависимость скорости дисперсной структуры от её живых сечений представлена полиномиальной кривой и эмпирической формулой.

На рис. 2 дисперсная структура при  $\Delta \omega \geq 0,624$  л/мин переходит в плёночно-дисперсную структуру, что показывает изменение направления кривой в сторону увеличения параметра скорости. Порогом перехода в дисперсионно-плёночную структуру можно считать вибрационную скорость  $\Delta v \approx 1,608$  м/с.

На базе двух двумерных диаграмм (рис. 1, 2) построим графическую характеристику влияния низкочастотной вибрации в диапазоне 30÷60 Гц на гидравлические параметры дисперсной структуры (рис.3).

Рассматриваемая номограмма показывает влияние частоты вибрации на параметры как живых сечений, так и расходных характеристик рассматриваемого двухфазного потока при постоянном вибрационном ускорении.

Закрашенные в тёмные тона плоскости (рис. 3) характеризуют каким скоростям соответствуют сочетания расхода и живых сечений при точечном замере в данный момент времени. Так, закрашенные прямоугольники показывают, что с увеличением скорости уменьшаются показатели живых сечений.

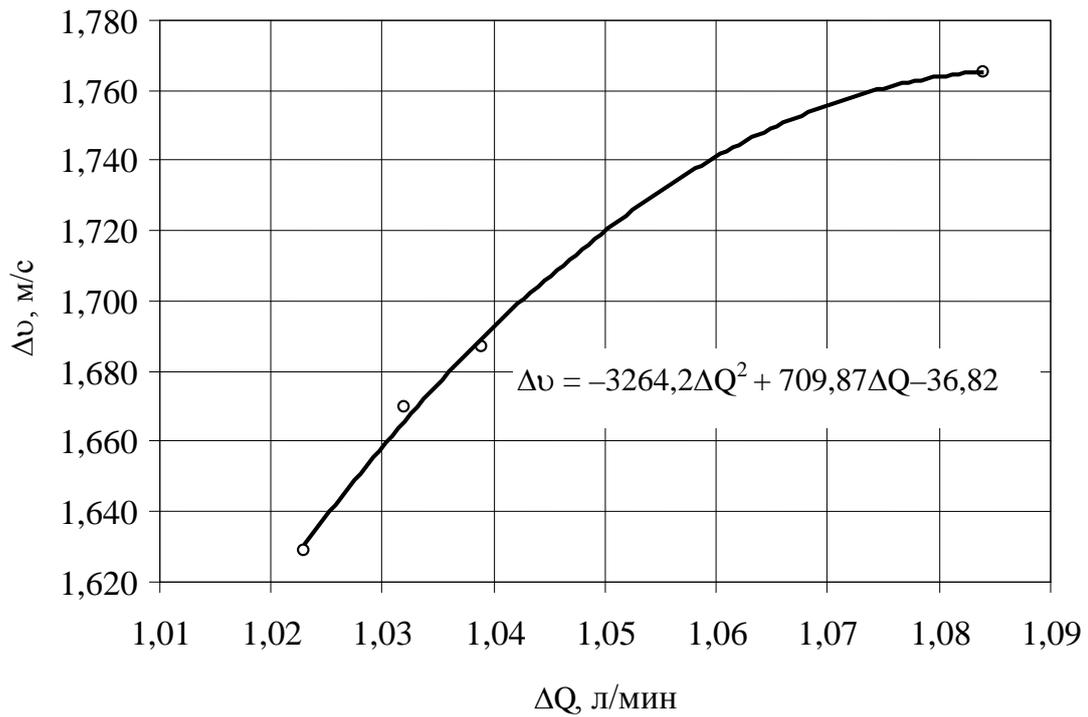


Рис. 1. Зависимость изменения скорости газовой фазы от изменения её расхода при вибрационных воздействиях 30÷60 Гц на первоначальную структуру при  $n_g=3g$

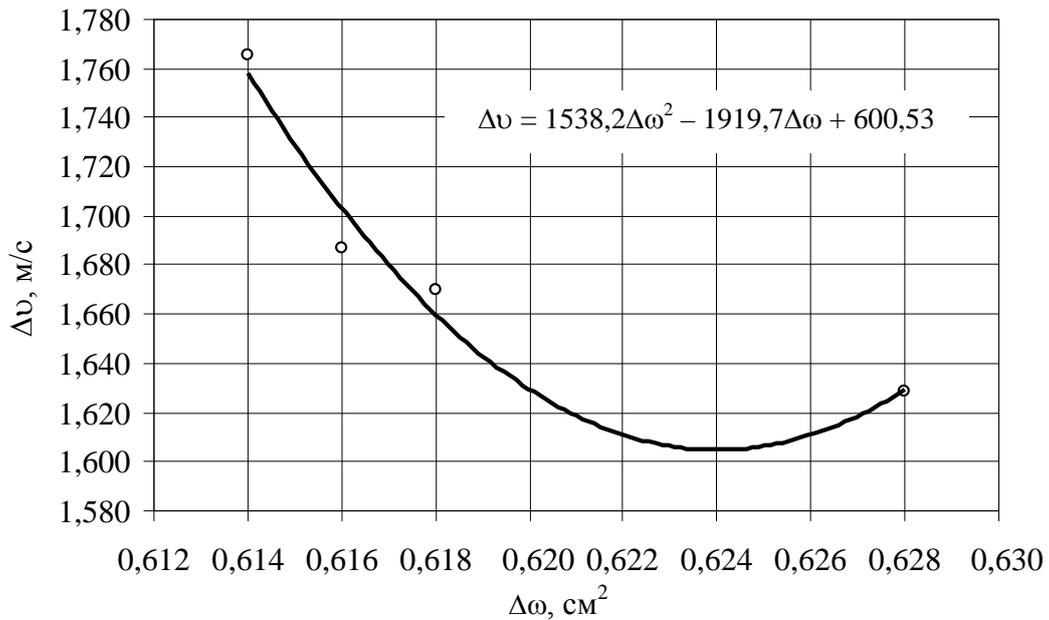


Рис. 2. Зависимость изменения скорости газовой фазы от изменения живых сечений при вибрационных воздействиях 30÷60 Гц на первоначальную структуру при  $n_g=3g$

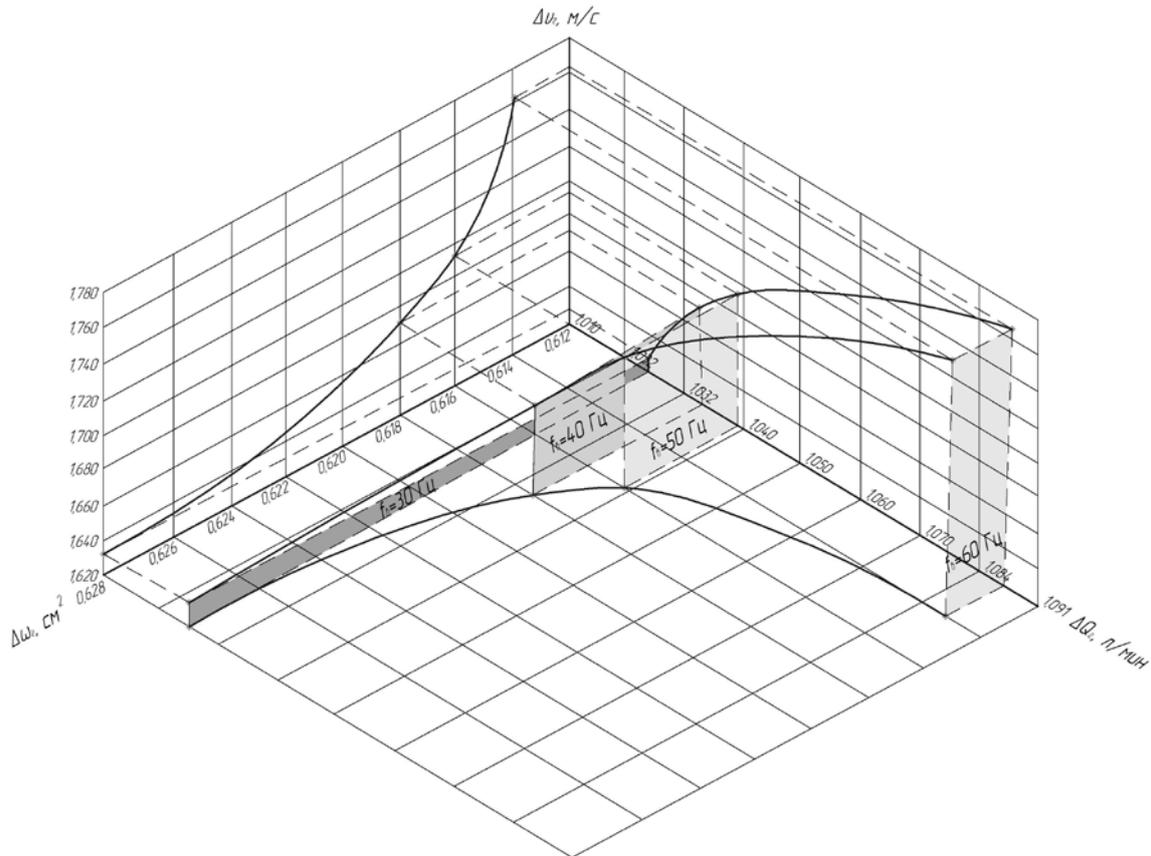


Рис. 3. Влияние соотношений расхода и живого сечения дисперсной структуры в поле поперечной вибрации постоянного вибрационного ускорения 3g на скорость

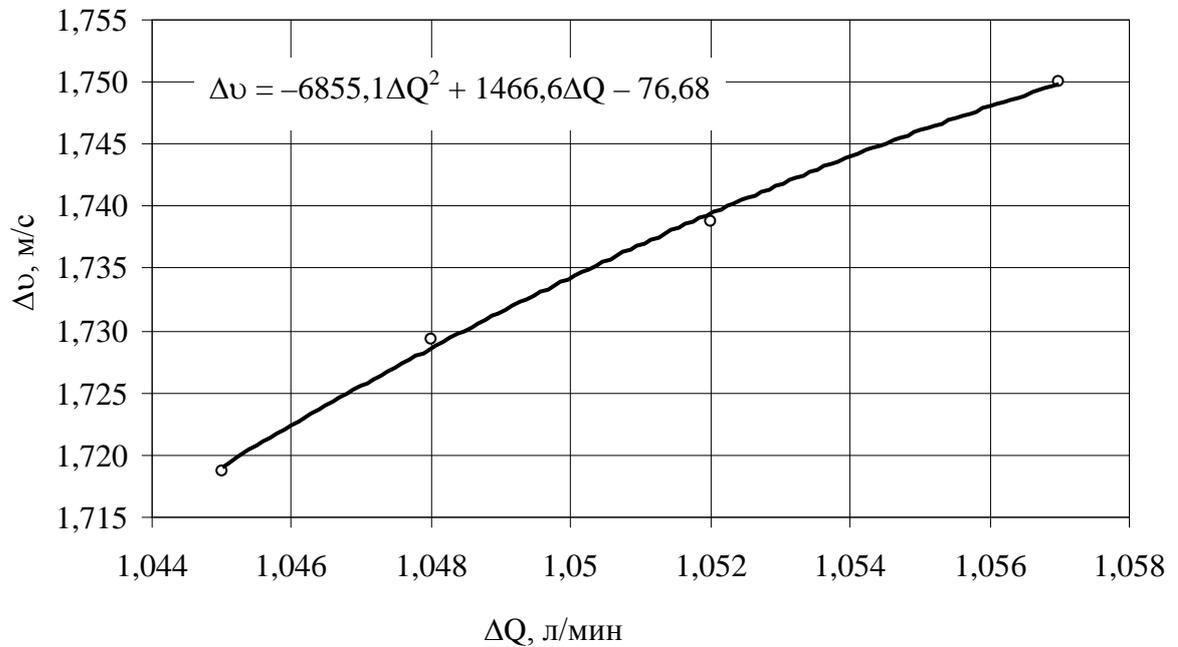


Рис. 4. Зависимость изменения скорости газовой фазы от изменения её расхода при вибрационных воздействиях 70÷100 Гц на первоначальную структуру при  $n_0=4g$

Влияние поперечной вибрации в рассматриваемом диапазоне изменяет первоначальные гидродинамические параметры дисперсной структуры [11], что и отражает табл. 2 для 70, 80, 90 и 100 Гц соответственно.

По табл.2 построим зависимости изменения скорости дисперсной структуры от изменения её расхода и живых сечений в диапазоне 70÷100 Гц [11] (рис. 4, 5).

На базе этих двухмерных диаграмм построим пространственную графическую характеристику влияния поперечной вибрации в диапазоне 70÷100 Гц на гидравлические параметры дисперсной структуры (рис. 6).

При рассмотрении пространственной номограммы можно отметить, что из-

менённые гидравлические показатели от вибрационных импульсных воздействий живых сечений дисперсной структуры обратно пропорциональны, а её расходы прямо пропорциональны их скоростям.

На рис. 6 закрашенные в тёмные тона плоскости характеризуют скоростную зависимость от расхода и живых сечений при точечном замере в данный момент времени. Так при увеличении или уменьшении координаты одного параметра физической величины изменяются координаты других.

На рис. 6 углы закрашенных плоскостей являются носителями значений параметров, изменение одного из которых изменит место её нахождения в пространственной модели.

Таблица 2. Влияние низкочастотных колебаний при постоянном вибрационном ускорении 4 g на параметры гидравлических характеристик

$\Delta Q$ , л/с	1,045	1,048	1,052	1,057
$\Delta \omega$ , см <sup>2</sup>	0,608	0,606	0,605	0,604
$\Delta v$ , м/с	1,719	1,729	1,739	1,750

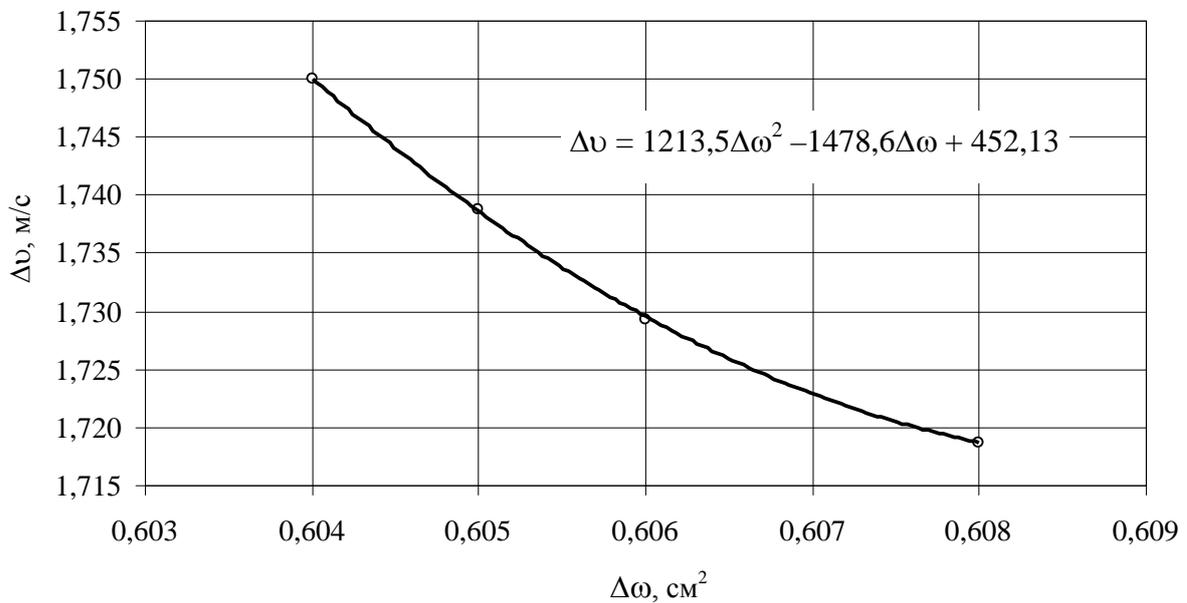


Рис. 5. Зависимость изменения скорости газовой фазы от изменения живых сечений при вибрационных воздействиях 70÷100 Гц на первоначальную структуру при  $n_e=4g$

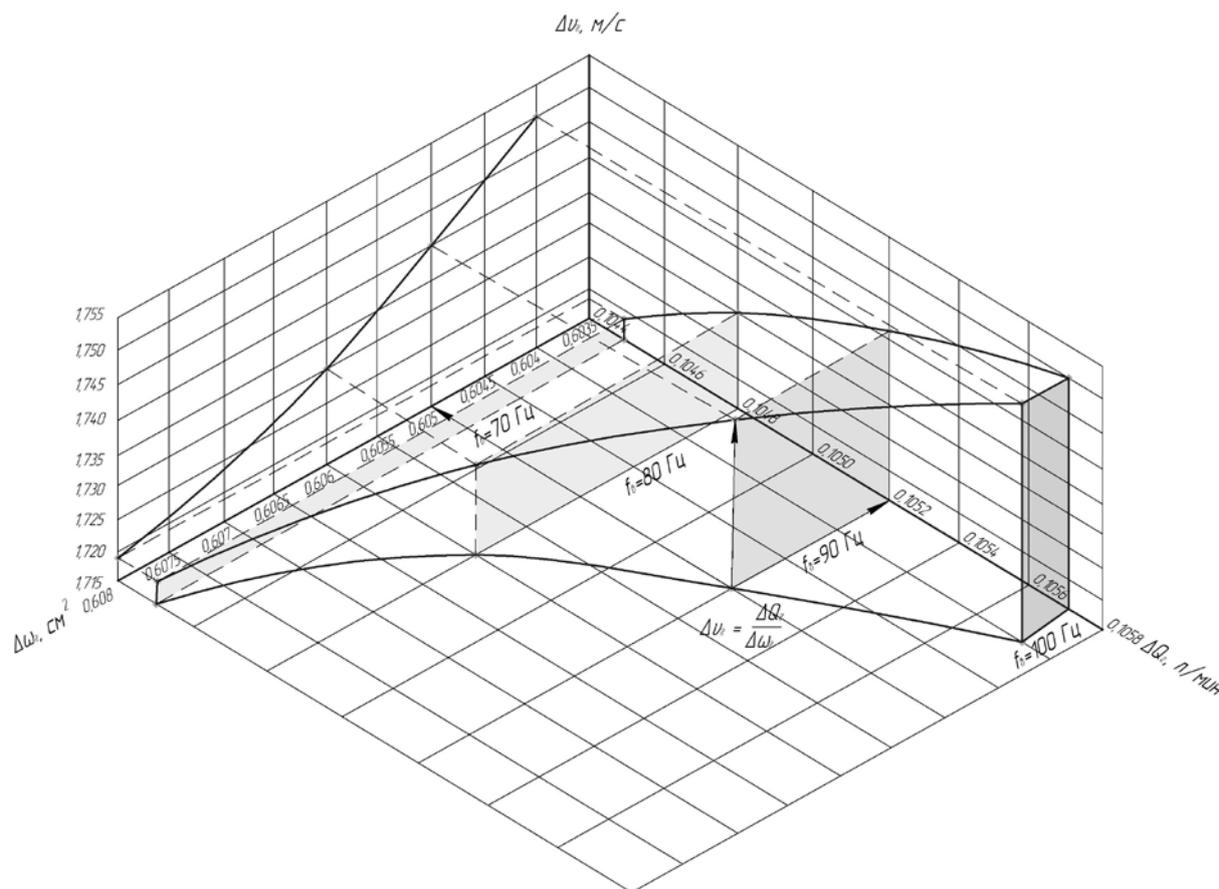


Рис. 6. Влияние соотношений расхода и живого сечения дисперсной структуры в поле поперечной вибрации постоянного вибрационного ускорения 4 g на скорость

### Выводы

1. Пространственная графика помогает конкретному восприятию физических процессов эксперимента. Любой параметр с помощью линии связи характеризует полный пакет точечного замера всех экспериментальных точек.

2. При увеличении живых сечений происходит переход дисперсной структуры в дисперсионно-плёночную.

3. Увеличение вибрационных ускорений изменяет первоначальную структуру двухфазного потока.

### Библиографический список

1. Уоллис Г. Неравновесные двухфазные течения // Труды американского общества инженеров-механиков «Теоретические основы инженерных расчётов». Сер. D. М.: Мир, 1974.

2. Баттерворс Д., Хьюитт Г. Теплопередача в двухфазном потоке. М.: Энергия, 1980. 328 с.

3. Хьюитт Дж., Холл-Тейлор Н. Кольцевые двухфазные течения. М.: Энергия, 1974. 408 с.

4. Хаббард М.Д., Даклер А.Э. Характеристики режимов течения газожидкостного двухфазного потока // В кн. «Достижения в области теплообмена». М.: Мир, 1970.

5. Davis M.R. Pressure fluctuations in a vapor-liquid mixture flow // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1973. V. 16, Iss. 11. P. 2043-2054. doi.org/10.1016/0017-9310(73)90107-5

6. Прокофьев В.Н. Динамика гидропривода. М.: Машиностроение, 1972. 288 с.

7. Слобожанин Г.Д., Мельков В.И. О потерях давления в гидроаппаратуре при вибрации // Межвузовский сборник статей «Гидропривод и системы управления строительных и тяговых дорожных машин». Новосибирск: Новосибирский университет, 1977. С. 48-52.

8. Левкин Ю.С. Псевдо-турбулентный вибрационный режим стратифицированного двухфазного потока // Сборник научных трудов «Наука и технологии». М.: РАН, 2005. С. 115-117.

9. Левкин Ю.С. Влияние поперечной вибрации на изменения первоначальной дисперсной структуры двухфазного потока // Труды второй международной науч-

но-технической конференции «Динамика и виброакустика машин». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2014. С. 20-26.

10. Левкин Ю.С., Лиманова Н.И. Диагностика состояния газожидкостных потоков в поле поперечной вибрации // Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2011.

11. Левкин Ю.С. Исследование влияния поперечной вибрации на скорость двухфазного потока дисперсной структурной модели // Известия вузов. Северо-Кавказский регион. Серия: Технические науки. 2012. № 3. С. 63-67.

#### Информация об авторах

**Левкин Юрий Степанович**, заведующий лабораторией, Тольяттинский государственный университет. E-mail: [pe@tltsu.ru](mailto:pe@tltsu.ru) Область научных интересов: вибрационные структуры двухфазных газожидкостных потоков.

**Лушкин Игорь Александрович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Теплогасоснабжение, вентиляция, водоснабжение и водоотведение», Тольяттинский государственный университет. E-mail: [Waterkafedra@tltsu.ru](mailto:Waterkafedra@tltsu.ru). Область научных интересов: гидравлика и гидродинамика.

### THE INFLUENCE OF 3G AND 4G VIBRATION ON THE DISPERSE STRUCTURE OF LOW-FREQUENCY AND MEDIUM-FREQUENCY OSCILLATION

© 2015 Y. S. Levkin, I. A. Lushkin

Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation

The paper is devoted to experiments carried out on the DEVS– 200 A – 1 stationary testing bench that resulted in changes of hydrodynamic processes in the disperse structure under the influence of lateral vibration. The influence of vibration parameters (frequency of vibration and vibration accelerations) changes the structural model of two-phase flows. A classical two-phase structure wherein the whole surface of the elastic tube is caught in the field of lateral vibration is in its initial state prior to a certain threshold of vibration acceleration. The work is not concerned with the problems of structural changes. Two-dimensional graphs show the dependence of hydraulic parameters in the field of vibration influences. Three-dimensional spatial models characterize interdependence between three hydraulic parameters acted upon by vibration processes. Four schedules and two nomograms characterizing the obviousness of hydrodynamic dependences on the influences of vibration on them are presented.

*Two-phase flow; dispersed structure; mode; lateral vibration; frequency of vibration; vibration acceleration.*

## References

1. Wallace G. Nonequilibrium two-phase currents. *Transactions of the ASME. Ser. D. Journal of Basic Engineering*. 1974.
2. Battervors D., Hewitt G. *Teploperedacha v dvukhfaznom potoke* [Heat transfer in a two-phase flow]. Moscow: Energiya Publ., 1980. 328 p.
3. Hewitt J., Hall-Taylor N. *Kol'tsevye dvukhfaznye techeniya* [Annular two-phase flows]. Moscow: Energiya Publ., 1974. 408 p.
4. Hubbard M.D., Dakler A.E. Characteristics of gas-liquid two-phase flows. *In the book «Achievements in the field of heat exchange»*. Moscow: Mir Publ., 1970.
5. Davis M.R. Pressure fluctuations in a vapor-liquid mixture flow. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 1973. V. 16, Iss. 11. P. 2043-2054. doi: 10.1016/0017-9310(73)90107-5
6. Prkofyev V.N. *Dinamika gidroprivoda* [Dynamics of a hydraulic actuator]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 288 p.
7. Slobozhanin G.D., Melkov V.I. O poteryakh davleniya v gidroapparature pri vibratsii. *Mezhvuzovskiy sbornik statey «Gidroprivodi sistemy upravleniya stroitel'nykh i tyagovykh dorozhnykh mashin»*. Novosibirsk: Novosibirskiy universitet Publ., 1977. P. 48-52. (In Russ.)
8. Levkin Yu.S. Pseudo-turbulentnyy vibratsionnyy rezhim stratifitsirovannogo dvukhfaznogo potoka. *Sbornik nauchnykh trudov «Nauka i tekhnologii»*. Moscow: RAN Publ., P. 115-117. (In Russ.)
9. Levkin Y.S. The influence of the lateral vibration at the dispersed structure of the original two-phase flow. *The Second International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. P. 20-26. (In Russ.)
10. Levkin Yu.S., Limanova N.I. Problems and prospects of development of engine-building. *Diagnostics of the condition of gas-liquid flows in the field of lateral vibration*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2011. (In Russ.)
11. Levkin Y.S. Study of influence of transverse vibration on speed two-phase flow dispersed structural model. *University news. North-Caucasian region. Technical sciences series*. 2012. No. 3. P. 63-67. (In Russ.)

## About the authors

**Levkin Yury Stepanovich**, Head of Laboratory, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation. E-mail: [pe@tltsu.ru](mailto:pe@tltsu.ru). Area of Research: vibration structures of two-phase gas-liquid flows.

**Lushkin Igor Aleksandrovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Pro-

fessor, Assistant Professor of the Department of Heat and Gas Supply and Ventilation, Water Supply and Disposal, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation. E-mail: [Waterkafedra@tltsu.ru](mailto:Waterkafedra@tltsu.ru). Area of Research: hydraulics and hydrodynamics.

УДК 621.787:539.319

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОБКАТКИ ПОВЕРХНОСТИ РОЛИКОМ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ОБРАЗЦОВ

© 2015 В. П. Сазанов

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

В исследовании изучено влияние опережающего поверхностного пластического деформирования на предел выносливости образцов с резьбой М16х2 из сталей 40Х и 30ХГСА. Исследование выполнено расчётно-экспериментальным методом с использованием результатов определения остаточных напряжений механическим способом на образцах, вырезанных из гладких заготовок, моделированием на конечно-элементных моделях резьбовых образцов. Для расчёта остаточного напряжённо-деформированного состояния в среде PATRAN/NASTRAN использован метод термоупругости, в котором распределение первоначальных деформаций в упрочнённом слое заменено соответствующим температурным полем. По результатам расчёта построены графики распределений осевых остаточных напряжений по сечениям впадин резьбы. Прогнозирование приращения предела выносливости резьбовых деталей за счёт упрочнения выполнено по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений. Проведено сравнение результатов расчёта с опытными данными испытаний образцов на усталость. При этом образцы из стали 30ХГСА без гайки испытывались при симметричном цикле по схеме чистого изгиба, из стали 40Х с гайкой – при отнулевом положительном цикле в случае растяжения. В образцах, выстоявших базу испытаний и подвергнутых разрушению, были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости.

*Опережающее поверхностное пластическое деформирование, концентратор напряжений, остаточные напряжения, обкатка роликом, первоначальные деформации, предел выносливости.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-143-150

Опережающее поверхностное пластическое деформирование (ОППД) является одним из эффективных способов повышения сопротивления усталости деталей с концентраторами напряжений. При этом технологическая операция изготовления концентратора требуемой геометрической формы производится на предварительно упрочнённой заготовке. В этом случае сжимающие остаточные напряжения в области концентратора образуются за счёт перераспределения остаточных усилий гладкой упрочнённой поверхности детали. Опережающее поверхностное пластическое деформирование наиболее эффективно, когда непосредственное упрочнение концентратора затруднено.

Влияние ОППД при обкатке роликом было изучено на партиях образцов с метрической резьбой М16х2, изготовленных из сталей 40Х и 30ХГСА [1, 2]. При этом половина заготовок диаметром 16

мм из каждой стали подвергалась обкатыванию на трёхроликовом приспособлении роликами диаметром 50 мм с профильным радиусом 13 мм при частоте вращения заготовки 400 об/мин и подаче 0,43 мм/об. Усилие обкатки составляло 10,75 кН. Затем на упрочнённых и неупрочнённых заготовках нарезалась резьба М16х2.

Испытание упрочнённых и неупрочнённых образцов на усталость было выполнено следующим образом. Образцы из стали 30ХГСА без гайки испытывались при симметричном цикле по схеме чистого изгиба, из стали 40Х с гайкой – при отнулевом положительном цикле в случае растяжения. База испытаний принималась равной  $3 \cdot 10^6$  циклов нагружения.

Исследование влияния ОППД на сопротивление усталости резьбовых деталей выполнено расчётно-экспериментальным методом, который основывается на использовании результатов лабораторного

определения остаточных напряжений в упрочнённом поверхностном слое и расчётах напряжённо-деформированного состояния методом конечно-элементного моделирования.

Остаточные напряжения в поверхностном слое гладких упрочнённых заготовок определялись методом колец и полосок [3]. Для этого образцы диаметром 16 мм предварительно растачивались до толщины стенки 2 мм. Дополнительные остаточные напряжения измерялись по методике работы [4] с помощью тензорезисторов. Остаточные напряжения сплошных образцов определялись как разность напряжений, вычисленных по

результатам исследований колец и полосок, и дополнительных остаточных напряжений за счёт расточки. Распределение осевых остаточных напряжений  $\sigma_z$  гладких образцов из сталей 40Х и 30ХГСА приведено на рис. 1, на котором отсчёт координаты  $y$  выполнялся от поверхности к оси цилиндра. Из данных рис. 1 следует, что при одном и том же усилии обкатки роликом (10,75 кН) сжимающие остаточные напряжения в заготовках из стали 40Х ниже, чем в заготовках из стали 30ХГСА, что объясняется меньшими значениями предела текучести и предела прочности (табл. 1).

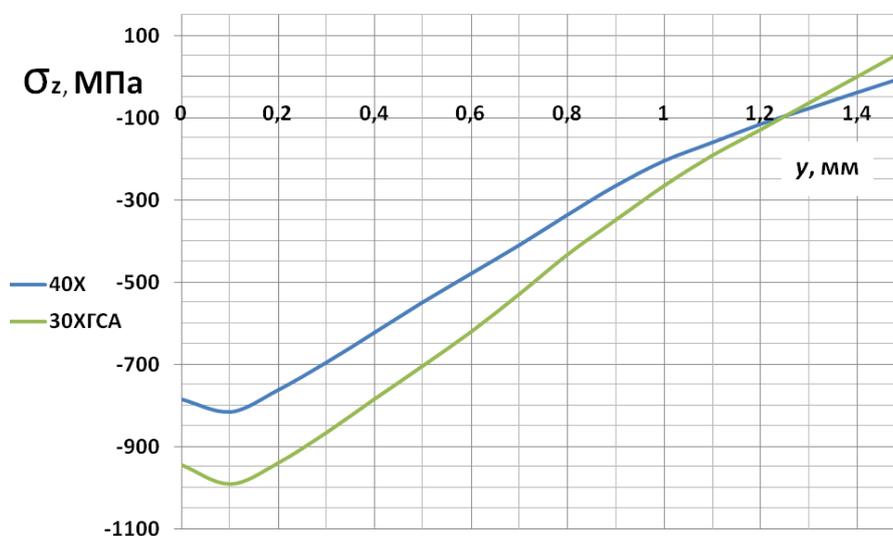


Рис. 1. Осевые остаточные напряжения по толщине упрочнённого слоя в гладких заготовках после обкатки роликом

Таблица 1. Механические характеристики материалов образцов

Марка материала	$\sigma_s$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\delta$ , %	$\psi$ , %
30ХГСА	1040	940	11	46
40Х	750	440	18	61

Для моделирования остаточного напряжённо-деформированного состояния был использован расчётный комплекс PATRAN/NASTRAN. Моделирование выполнялось методом термоупругости, при котором распределение остаточных напряжений по толщине упрочнённого слоя заменяется соответствующим темпе-

ратурным полем [5, 6]. Конечно-элементная модель гладкой заготовки в осесимметричной постановке представляла собой четверть сечения цилиндра с наложением соответствующих граничных условий. Принятая длина расчётной области заготовки исключала влияние краевых зон для сечения, в котором величина осе-

вых остаточных напряжений сравнивались с их экспериментальными значениями. При моделировании был использован треугольный шестиузловой осесимметричный конечный элемент типа 2D-Solid. На конечно-элементных моделях гладких заготовок из сталей 40X и 30XГСА были определены распределения первоначальных деформаций по толщине упрочнённого слоя, которые обеспечивают соответствующие им экспериментальные зависимости остаточных напряжений (рис. 1). Это определение было выполнено методом последовательных приближений за пять пошаговых расчётов.

Конечно-элементные модели с гладкими и резьбовыми частями образцов также были выполнены в осесимметрич-

ной постановке, учитывая, что наклон витков резьбы весьма мал (рис. 2). Первоначальные деформации в виде соответствующих им температурных полей по толщине упрочнённого поверхностного слоя принимались из результатов их определения на моделях гладких заготовок.

Результаты расчёта распределений осевых  $\sigma_z$  остаточных напряжений по толщине наименьшего (опасного) поперечного сечения пяти впадин резьбы в виде графиков для образцов из сталей 40X и 30XГСА приведены на рис. 3, 4. Нумерация впадин выполнена от гладкой части образцов в сторону резьбовой.



Рис. 2. Конечно-элементная модель образца с резьбовой частью

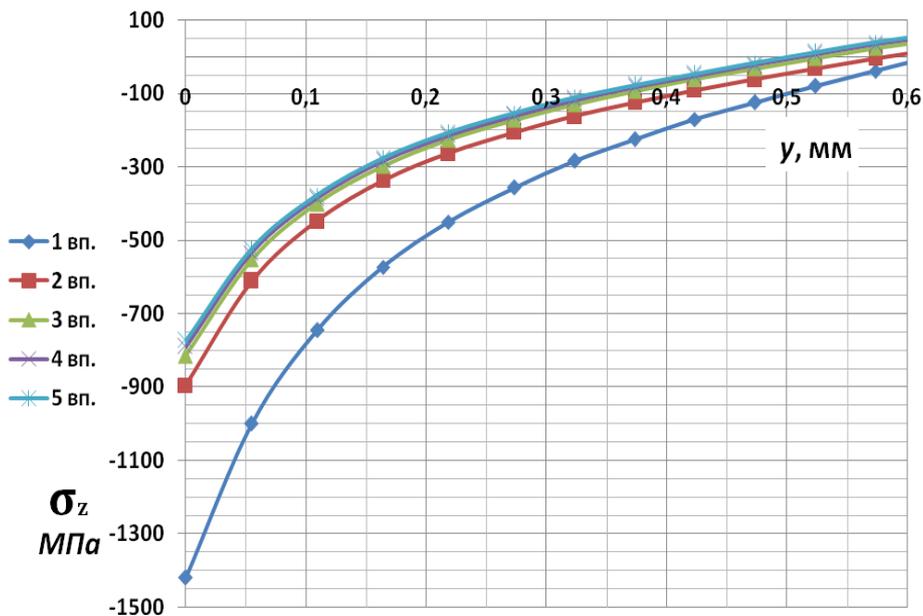


Рис. 3. Осевые остаточные напряжения в наименьших сечениях впадин резьбы для образцов из стали 40X

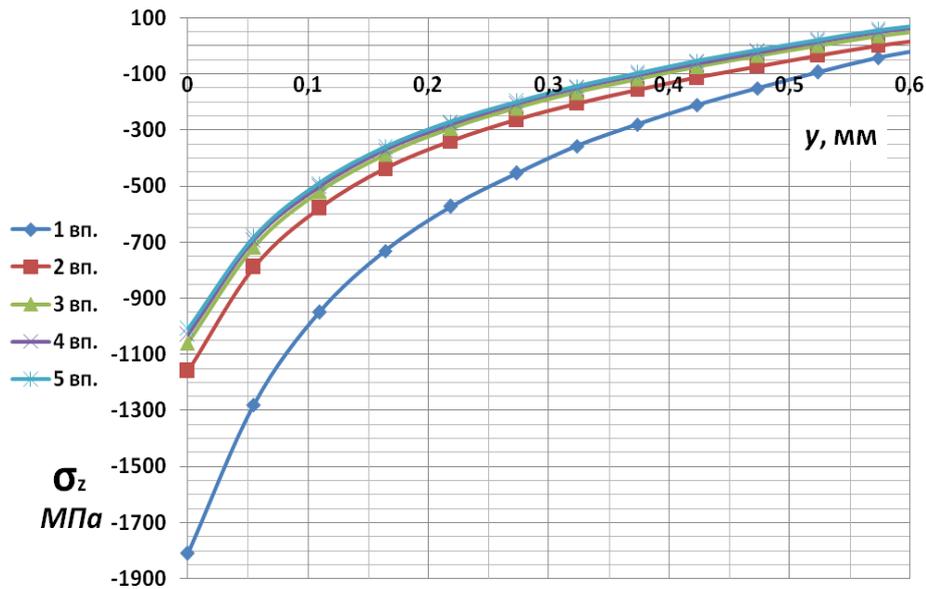


Рис. 4. Осевые остаточные напряжения в наименьших сечениях впадин резьбы для образцов из стали 30ХГСА

Из данных рис. 3, 4 следует, что наибольшие сжимающие остаточные напряжения формируются во впадине первого витка резьбы. В последующих впадинах их уровень значительно ниже, причём, начиная с третьей впадины, распределение остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя опасного сечения практически остаётся неизменным.

Оценка влияния обкатки роликом на приращение предела выносливости  $\Delta\sigma_{Ra}$  резьбовых образцов с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$  [7, 8] проводилась по следующей зависимости:

$$\Delta\sigma_{Ra} = \bar{\psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{ост}|, \quad (1)$$

где  $\bar{\psi}_{\sigma}$  – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию  $\bar{\sigma}_{ост}$ .

Значения критерия среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$  вычислялись по толщине поверхностного слоя наименьшего (опасного) сечения впадины, равной критической глубине  $t_{кр}$

нераспространяющейся трещины усталости [8, 9]. Критическая глубина  $t_{кр}$  нераспространяющейся трещины усталости определялась по зависимости, установленной на основании многочисленных экспериментов в работах [8, 9]:

$$t_{кр} = 0,0216D, \quad (2)$$

где  $D$  – диаметр опасного сечения детали с концентратором напряжений.

При расчёте критерия  $\bar{\sigma}_{ост}$  использовались распределения осевых  $\sigma_z$  остаточных напряжений в наименьших сечениях впадин резьбы, приведённые на рис. 3, 4 и соответствующие зоне излома образцов.

Упрочнённые резьбовые образцы, выстоявшие базу испытаний при напряжении, равном пределу выносливости, доводились до разрушения при больших напряжениях. На изломах этих образцов были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости. На рис. 5 приведена фотография излома образца из стали 40Х, который перед нарезанием резьбы прошёл обкатку роликом.

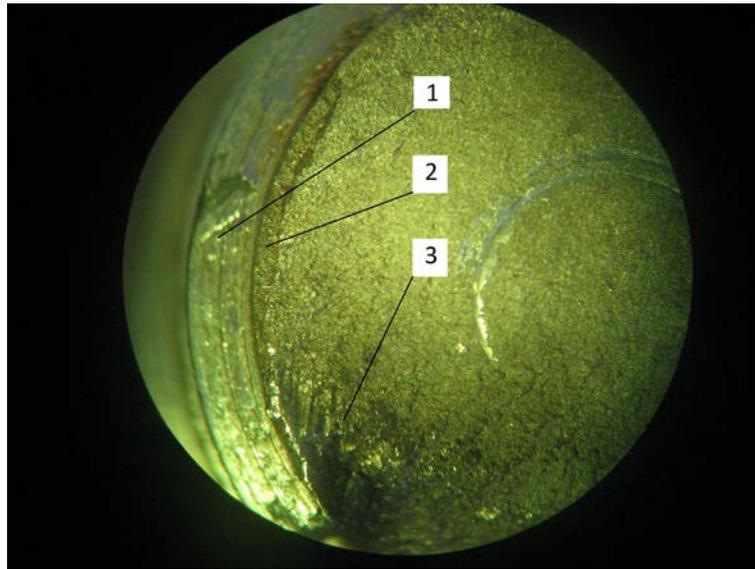


Рис. 5. Фотография излома образца из стали 40X (после ОПД):  
1 – виток резьбы, 2 – нераспространяющаяся трещина, 3 – зона долома

На фотографии чётко просматривается нераспространяющаяся трещина усталости 2. Средняя глубина нераспространяющейся трещины усталости  $t_{кр}$  составила 0,30 мм, что незначительно отличается от значения, полученного по зависимости (2) ( $t_{кр} = 0,293$  мм).

В табл. 2 представлены значения средних напряжений  $\sigma_m$  при испытаниях на усталость образцов, предельные амплитуды  $\Delta\sigma_{Ra}$  циклов, значения среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$ , опытные  $\Delta\sigma_{Ra}^{on}$  и расчётные  $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$  значения приращений амплитуд.

При вычислении приращений  $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$  для образцов без гайки из стали 30ХГСА коэффициент влияния  $\bar{\psi}_\sigma$  принимался равным 0,36, а для образцов с гайкой из

стали 40X – 0,11 [2, 10]. Приращение предела выносливости образцов из стали 30ХГСА составило 44%. Предельная амплитуда цикла напряжений образцов из стали 40X за счёт упрочнения, предшествующего нарезанию резьбы, увеличилась на 41%.

Таким образом, опережающее поверхностное пластическое деформирование является эффективным способом повышения сопротивления усталости резьбовых деталей, причём во впадинах резьбы при таком упрочнении практически отсутствует наклёп. Следует отметить, что упрочнение без наклёпа дна впадин резьбы имеет преимущество для деталей, работающих при повышенных температурах, так как наклёп в опасном сечении детали в этом случае снижает сопротивление усталости [11].

Таблица 2. Результаты испытаний на усталость резьбовых образцов М16х2

Материал	Усилие обкатки, кН	$\sigma_m$ , МПа	$\sigma_{Ra}$ , МПа	$\bar{\sigma}_{ост}$ , МПа	$\bar{\psi}_\sigma$	$\Delta\sigma_{Ra}^{on}$ , МПа	$\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$ , МПа
30ХГСА	0	0	284	0	-	0	0
	10,75	0	409	-372	0,36	125	134
40X	0	93	93	0	-	0	0
	10,75	131	131	-363	0,11	38	40

### Выводы

1. Близкие значения приращений предельной амплитуды цикла напряжений подтверждают возможность замены растяжения на изгиб при проведении испытаний на усталость [12].

2. Расчётные значения приращений предельных амплитуд достаточно близки

к их опытным значениям, что указывает на возможность расчёта предела выносливости резьбовых деталей, изготовленных с использованием опережающего поверхностного пластического деформирования, без проведения испытаний на усталость.

### Библиографический список

1. Павлов В.Ф., Филатов А.П., Мальков Г.Ф. Влияние остаточных напряжений на сопротивление усталости резьбовых деталей из сталей 30ХГСА и 40Х // Известия вузов. Машиностроение. 1990. № 3. С. 15-20.

2. Иванов С.И., Павлов В.Ф., Минин Б.В., Кирпичёв В.А., Кочеров Е.П., Головкин В.В. Остаточные напряжения и сопротивление усталости высокопрочных резьбовых деталей. Самара: Самарский научный центр РАН, 2015. 171 с.

3. Иванов С.И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Остаточные напряжения. Вып. 48. Куйбышев: КуАИ, 1971. С. 179-183.

4. Биргер И.А. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. 232 с.

5. Сазанов В.П., Чирков А.В., Самойлов В.А., Ларионова Ю.С. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник СГАУ. 2011. № 3(27), ч. 3. С. 171-174.

6. Павлов В.Ф., Столяров А.К., Вакулук В.С., Кирпичёв В.А. Расчёт остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений по первоначальным деформациям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2008. 124 с.

7. Павлов В.Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. 1986. № 8. С. 29-32.

8. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулук В.С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно-упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.

9. Павлов В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали // Известия вузов. Машиностроение. 1988. № 8. С. 22-26.

10. Кирпичёв В.А., Букатый А.С., Филатов А.П., Чирков А.В. Прогнозирование предела выносливости поверхностно-упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 81-85.

11. Кравченко Б.А., Митряев К.Ф. Обработка и выносливость высокопрочных материалов. Куйбышев: Куйбышевское книжное изд-во, 1968. 131 с.

12. Кудрявцев И.В., Чижик В.Н. Повышение сопротивления усталости резьбовых деталей // Вестник машиностроения. 1963. № 1. С. 51-55.

## Информация об авторе

**Сазанов Вячеслав Петрович**, кандидат технических наук, доцент 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: исследование в области механики остаточных напряжений.

## INVESTIGATION OF PRELIMINARY SURFACE ROLLING INFLUENCE ON THE FATIGUE RESISTANCE OF THREADED SPECIMENS

© 2015 V. P. Sazanov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The influence of preliminary surface plastic deformation on the endurance limit of parts made of steels 40X and 30XГСА with the thread M16x2 has been examined. The investigation has been carried out by the computational-experimental method using the results of determining residual stresses mechanically on the specimens cut out of smooth workpieces and by modeling threaded specimens using finite-elements models. The method of thermal elasticity has been used for the calculation of the strain-stress state in the PATRAN/NASTRAN environment, whereby the distribution of initial deformations in the hardened layer is replaced by the appropriate temperature field. The graphs of distribution of axial residual stresses across the thread roots are plotted on the basis of the calculation. The increment of the endurance limit for threaded parts has been predicted by the average integral residual stress criterion. The calculation results are compared with the experimental data of testing the specimens. The specimens made of 30XГСА steel without a nut were tested under the symmetrical cycle according to the pure bending pattern, the specimens made of 40X steel with a nut were tested under the zero-to-tension positive cycle in the case of stretching. Non-propagating fatigue cracks have been found in the specimens that withstood the tests and were destroyed.

*Preliminary surface plastic deformation, stress concentrator, residual stresses, roller hardening, initial deformations, endurance limit.*

### References

1. Pavlov V.F., Filatov A.P., Malkov G.F. Residual stresses influence on threaded parts made of steels 30XГСА and 40X fatigue resistance. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1990. No. 3. P. 15-20. (In Russ.)
2. Ivanov S.I., Pavlov V.F., Minin B.V., Kirpichev V.A., Kocherov E.P., Golovkin V.V. *Ostatochnye napryazheniya i soprotivlenie ustalosti vysokoprochnykh rez'bovykh detaley* [Residual stresses and fatigue resistance of high-strength threaded parts]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2015. 171 p.
3. Ivanov S.I. On residual stresses determining in a cylinder by rings-and-stripes method. *Residual stresses*. Issue 48. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 179-183. (In Russ.)
4. Birger I.A. *Ostatochnye napryazheniya* [Residual stresses]. Moscow: Mashgiz Publ., 1963. 232 p.
5. Sazanov V.P., Chirkov A.V., Samoylov V.A., Larionova Yu.S. Modeling of redistribution of residual stresses in the cylindrical specimens after advancing surface plastic forming. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 3. P. 171-174. (In Russ.)
6. Pavlov V.F., Stolyarov A.K., Vakulyuk V.S., Kirpichyov V.A. *Raschet ostatochnykh napryazheniy v detalyakh s kontsentratorami napryazheniy po pervonachal'nykh deformatsiyam* [Calculation of residual stresses in parts with stress concentrators by initial deformations]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2008. 124 p.

7. Pavlov V.F. On connection between residual stresses and endurance limit under bending in stresses concentration conditions. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1986. No. 8. P. 29-32. (In Russ.)

8. Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Vakulyuk V.S. *Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno-uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue resistance of surface-hardened parts by residual stresses]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2012. 125 p.

9. Pavlov V.F. The influence of the residual stresses value and distribution in the surface layer of the part with a concentrator on the endurance limit. Report 1. Solid parts. *Proceedings of Higher Educational Institu-*

*tions. Machine Building*. 1988. No. 8. P. 22-26. (In Russ.)

10. Kirpichev V.A., Bukaty A.S., Filatov A.P., Chirkov A.V. Prediction of the endurance limit of superficially strengthened details at various degree of stress concentration. *Vestnik UGATU*. 2011. V. 15, no. 4 (44). P. 81-85. (In Russ.)

11. Kpavchenko B.A., Mitryaev K.F. *Obrabotka i vynoslivost' vysokoprochnykh materialov* [Machining and endurance of high-strength materials]. Kuibyshev: Kuybyshevskoe knizhnoe izdatel'stvo Publ., 1968. 131 p.

12. Kudryavtzev I.V., Chijik V.N. The increase of threaded parts fatigue resistance. *Vestnik mashinostroeniya*. 1963. No. 1. P. 51-55. (In Russ.)

#### About the author

**Sazanov Vyacheslav Petrovich**, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Strength of Materials, Samara State Aerospace Universi-

ty, Samara, Russian Federation. E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of Research: residual stresses mechanics.

УДК 004.942

## ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ЦИКЛА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРОВОДА

© 2015 И. Н. Хаймович<sup>1</sup>, Д. Г. Скрипачёв<sup>2</sup>, С. Ю. Колесникова<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup>Закрытое акционерное общество «Самарская кабельная компания»

Исследован производственный цикл изготовления провода FLRY-25-С с использованием фотографий рабочего места, полученных методом непосредственных замеров времени, затраченного на каждую операцию. Приведена цепочка изготовления провода. Для оптимизации производственного цикла предлагается комплексный учёт особенностей каждой операции, входящей в его состав. Создана модель производственного процесса получения провода с использованием профессионального вычислительного инструмента имитационного моделирования AnyLogic, позволяющего оценить влияние изменения различных параметров системы на протекание производственного процесса. Выявлены недостатки в организации производства провода, связанные с нерациональным использованием имеющегося оборудования, операциями производственного цикла, логистикой изделия и информированностью персонала. Предложены мероприятия по оптимизации производственного цикла изготовления провода, которые повысили производительность процесса на 40 %.

*Производственный цикл, имитационное моделирование, модель, производительность, оптимизация.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-151-155

В работе проведено исследование технологического процесса изготовления провода FLRY-25-С. Для каждого вида и типоразмера провода требуется определённая технология изготовления и соответствующее оборудование. Исследован производственный цикл изготовления провода на ЗАО «Самарская кабельная компания» (ЗАО СКК).

Для повышения производительности несколько технологических операций процесса получения провода объединяют в единый технологический цикл. На рис. 1

показана цепочка изготовления провода FLRY-25-С.

Потому необходим комплексный учёт особенностей каждой операции, являющейся частью общего производственного цикла.

Для имитационного моделирования выбран вычислительный инструмент AnyLogic, который позволяет использовать его для принятия оптимальных решений на протяжении полного производственного цикла [1].



Рис. 1. Цепочка изготовления провода FLRY-25-С

Существует три основных подхода в создании имитационных моделей производства: системная динамика, дискретно-событийное и агентное моделирование. AnyLogic позволяет использовать их все, включая любые их комбинации. Это даёт свободу выбирать тот метод, который подходит именно для исследуемого проекта. Проведение имитационных экспериментов позволяет оценить влияние изменения различных параметров системы и принять правильное решение [2, 3].

Для составления модели производственной цепочки изготовления провода FLRY-25-С использовались фотографии рабочего места, полученные методом непосредственных замеров времени, затраченного на каждую операцию.

Перечислим объекты, необходимые для построения модели производства при использовании инструмента AnyLogic[4].

Объект **Source**, в котором создаются заявки (в модели – склад с проволокой).

Объект **Queue** моделирует очередь заявок, ожидающих приёма объектами, следующими за данным в потоковой диаграмме, или же хранилище заявок. Добавляется очередь, чтобы хранить поступающий материал до тех пор, пока он не будет помещён на конвейер.

Объект **Conveyor** перемещает заявки по пути заданной длины с заданной скоростью, сохраняя их порядок и оставляя заданные промежутки между ними (в модели – подача материала в машину для обработки).

Объект **Sink** уничтожает заявки (в модели – склад готовой продукции, рис. 1).

Далее задаются параметры для решения модели в вычислительном инструменте AnyLogic (рис. 2).

Согласно производственному процессу изготовление провода разбито на две партии. Далее решаем модель в AnyLogic. Полученное решение приведено на рис. 3.

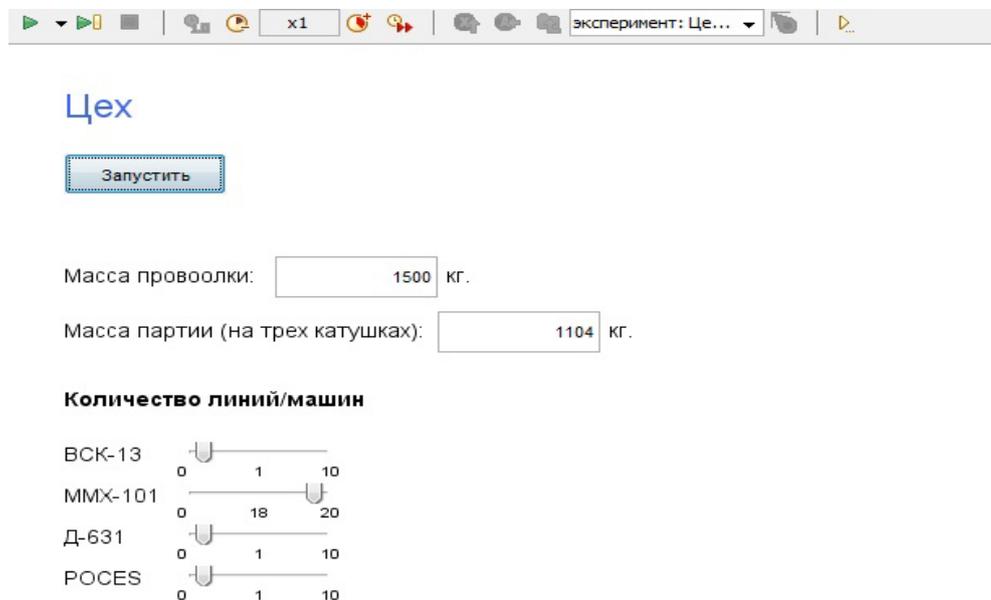


Рис. 2. Модель производства провода в AnyLogic

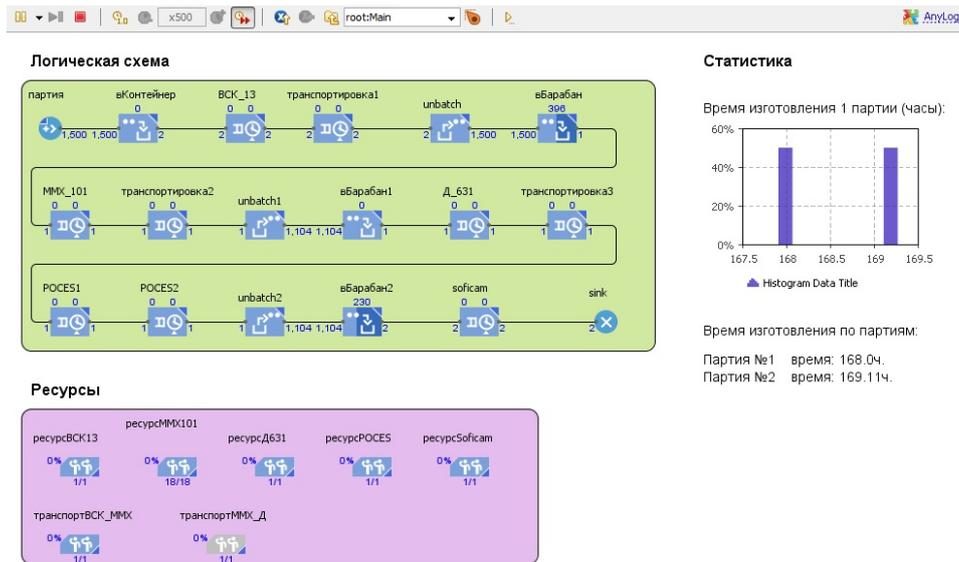


Рис. 3. Решение модели производства провода

В процессе анализа производственного цикла с использованием вычислительного инструмента AnyLogic выявлены следующие недостатки:

1. Производительность на линии MMX-101 (рис. 1, 3) снижена на 25% из-за снижения скорости волочения с 27 до 20 м/с вследствие повышенной обрывности проволоки.

2. Производительность скрутки на машине Д 631 (рис. 1, 3) снижена из-за неэффективного использования числа крутильных машин (используется одна машина вместо двух или четырёх).

3. Длительное время хранения медной стренги-заготовки в цехе № 4 (рис. 1, 3) перед срабатыванием на крутильной машине и перед транспортировкой в цех №1, так как линия скрутки (рис. 1) была занята другим заданием и рабочие не информированы о готовности медной жилы.

4. Имеется лишний промежуточный пункт назначения медной жилы на участке 1 цеха № 1 перед отправкой на участок 16 (рис. 1) того же цеха из-за неоптимально выстроенной транспортной цепочки.

После проведённого имитационного моделирования с использованием вычислительного инструмента AnyLogic и последующего анализа операций технологического процесса были предложены следующие мероприятия по устранению вы-

явленных недостатков с целью оптимизации процесса производства провода: усилить контроль качества катанки, поступающей на грубое волочение; применить высокоэффективные смазывающие средства, понижающие возможность обрыва проволоки; проводить предупреждающую замену изношенных тяговых бандажей на машинах грубого волочения для предотвращения попадания стальных частиц износа в медную проволоку, предназначенную для многопроволочного волочения; контролировать режимы отжига проволоки для избегания пережога и обрыва в процессе волочения; оптимизировать используемое количество машин для скрутки; внедрить процедуру электронных заявок с отметкой о выполнении заказа и информированием заказчика (начальника участка, мастера) о текущем состоянии выполнения заказа; оптимизировать транспортную цепочку, исключив промежуточный пункт назначения на участке 1 цеха № 1.

При реализации указанных мероприятий предложена новая модель производственного цикла изготовления провода с увеличением скорости на линии MMX-101 до 27 м/с, использованием максимально возможного числа крутильных машин (4 штуки) и уменьшением времени простоя барабанов с проволокой между операциями (рис. 4).

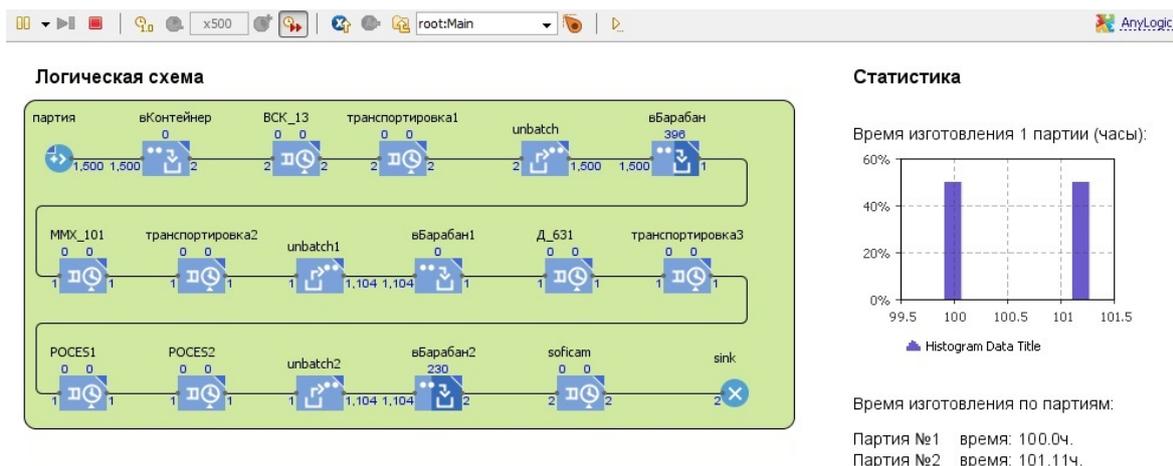


Рис. 4. Решение модели производства провода с использованием вычислительного инструмента AnyLogic при реализации предложенных мероприятий

По результатам имитационного моделирования с использованием вычислительного инструмента AnyLogic установлено, что реализация предложенных мероприятий позволит сократить длитель-

ность производственного цикла провода FLRY-25-С на 68 часов и тем самым повысить производительность изготовления на 40%.

### Библиографический список

1. Дровяников В.И., Хаймович И.Н., Фролов М.А., Ковалькова Е.А. Совершенствование организации литейного производства авиационного предприятия на основе имитационного моделирования // *Фундаментальные исследования*. 2015. № 2 (14). С. 3023-3028.

2. Кудрявцев Е.М. GPSS World. Основы имитационного моделирования различных систем. М.: ДМК Пресс, 2004. 320 с.

3. Bangsow S. Manufacturing Simulation with Plant Simulation and Sim Talk Usage and Programming with Examples and Solutions. Springer, 2010. 300 p.

4. Карпов Ю.Г. Имитационное моделирование систем. Введение в моделирование с AnyLogic 5. Санкт-Петербург: БХВ-Петербург, 2006. 400 с.

### Информация об авторах

**Хаймович Ирина Николаевна**, доктор технических наук, профессор кафедры обработки металлов давлением, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kovalek68@mail.ru](mailto:kovalek68@mail.ru). Область научных интересов: организация производства в машиностроении.

**Скрипачёв Дмитрий Георгиевич**, ведущий инженер-технолог, ЗАО «Самарская кабельная компания». E-mail: [\[pachov@samaracable.ru\]\(mailto:pachov@samaracable.ru\). Область научных интересов: технология производства кабельно-проводниковой продукции.](mailto:skri-</a></p>
</div>
<div data-bbox=)

**Колесникова Светлана Юрьевна**, аспирант кафедры обработки металлов давлением, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ana-kolesnikova@mail.ru](mailto:ana-kolesnikova@mail.ru). Область научных интересов: организация производства в машиностроении.

## SIMULATION OF WIRE MANUFACTURING PRODUCTION CYCLE

© 2015 I. H. Haymovich<sup>1</sup>, D. G. Skripachyov<sup>2</sup>, S. Yu. Kolesnikova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>Samara Cable Company, Samara, Russian Federation

The production cycle of manufacturing FLRY-25-Cc wire is analyzed making use of the work place photos obtained by measuring the time spent on each operation. A comprehensive account of the peculiarities of each operation the cycle consists of is proposed in the paper. It will help to optimize the production cycle. A model of the production process of wire manufacturing is constructed using a professional computational simulation tool Any Logic, which makes it possible to assess the impact of changes in various parameters of the system on the course of the production process. Shortcomings in the organization of production of wires associated with irrational use of the equipment available, production cycle operations, logistics and product awareness of staff are revealed. Measures to optimize the production cycle of wire manufacturing are proposed that give a 40% increase of production efficiency.

*Production cycle, simulation, model, productivity, optimization.*

### References

1. Drovyanikov V.I., Haymovich I.N., Frolov M.A., Kovalkova E.A. Improving the organization foundry aviation enterprise on the basis of simulation. *Fundamental research*. 2015. No. 2(14). P. 3023-3028. (In Russ.)
2. Kudryavtsev E.M. GPSS World. *Osnovy imitatsionnogo modelirovaniya razlichnykh system* [Basics of simulation of different systems]. Moscow: DMK Progress Publ., 2004. 320 p.
3. Bangsow S. Manufacturing Simulation with Plant Simulation and Sim Talk Usage and Programming with Examples and Solutions. Springer, 2010. 300 p.
4. Karpov Yu.G. *Imitacionnoe modelirovaniye system. Vvedeniye v modelirovaniye s AnyLogic 5* [Simulation of systems. Introduction to modeling with AnyLogic 5]. Saint Petersburg: BHV-Peterburg Publ., 2006. 400 c.

### About the author

**Haymovich Irina Nikolaevna**, Doctor of Engineering, Professor of the Department of Metal Forming, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [kovalek68@mail.ru](mailto:kovalek68@mail.ru). Area of Research: industrial management in mechanical engineering.

**Skripachyov Dmitry Georgievich**, leading process engineer, Samara Cable Company, Samara, Russian Federation. E-

mail: [skripachov@samaracable.ru](mailto:skripachov@samaracable.ru). Area of Research: technology of manufacturing cable and wiring products.

**Kolesnikova Svetlana Yuryevna**, postgraduate student of the Department of Metal Forming, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [ana-kolesnikova@mail.ru](mailto:ana-kolesnikova@mail.ru). Area of Research: industrial management in mechanical engineering.

УДК 621.43

## О ВЗАИМОСВЯЗИ КОНЦЕНТРАЦИИ УГЛЕРОДА В ТОПЛИВЕ И ХАРАКТЕРИСТИК РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ С ВЕЛИЧИНОЙ ИОННОГО ТОКА

© 2015 А. П. Шайкин, С. И. Будаев, И. Р. Галиев

Тольяттинский государственный университет

Обоснована целесообразность применения ионизационных зондов для исследования сгорания топлива в условиях поршневого двигателя. Показано, что для расширения функциональных возможностей, увеличения надёжности работы и точности обработки сигнала ионизационного зонда необходимо знать влияние на него химического состава топлива и характеристик распространения турбулентного пламени (скорости и ширины). Теоретически и экспериментально исследовано влияние скорости распространения турбулентного пламени, ширины зоны турбулентного горения, состава топливовоздушной смеси и доли в ней углерода на показания ионизационного зонда – ионного тока. Получена функциональная зависимость ионного тока от концентрации углерода в топливе и характеристик распространения турбулентного пламени. Эксперименты на двигателе показали, что при коэффициенте избытка воздуха от 0,8 до 1,1 сходимость расчётных и опытных значений ионного тока в первой и второй фазе сгорания составляет более 85%. Результаты работы могут быть использованы для прогнозирования и мониторинга ионизационным зондом скорости распространения и ширины фронта турбулентного пламени в камере сгорания двигателя внутреннего сгорания.

*Двигатель; ионизация; массовая доля углерода; скорость; ширина; распространение; пламя; зонд; ионный ток; взаимосвязь.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-156-163

В настоящее время все ведущие автоконцерны (Mitsubishi, Volvo, Ford, GM и др.) пришли к пониманию, что для дальнейшего улучшения экологических, экономических и энергетических показателей двигателя внутреннего сгорания (ДВС) необходимо совершенствовать процесс сгорания топлива [1]. Поскольку теория горения до конца не построена, остаются востребованными эмпирические методы исследования процесса сгорания. Достаточно отчётливые представления о характере сгорания в ДВС позволяют получить методы, основанные на явлении ионизации пламени. Суть данного явления заключается в образовании заряженных частиц (ионов и электронов) в результате хемоионизации, которая протекает как побочная реакция между компонентами, участвующими в основной реакции горения [2]. Таким образом, процесс ионизации в зоне фронта пламени неразрывно связан как с процессами горения, так и с природой топлива. Положительным свой-

ством метода ионизационных зондов (ИЗ) является большой диапазон измерений, дешевизна, простота использования. ИЗ могут быть миниатюрными, что делает возможным их размещение в камере сгорания любой конфигурации, практически никак не нарушая условий охлаждения стенок и распространения пламени. Благодаря этому, метод ИЗ достаточно активно используется в исследованиях процесса сгорания в ДВС [3, 4]. Однако, несмотря на достигнутые успехи в использовании метода ИЗ, для дальнейшего расширения его функциональных возможностей и увеличения точности обработки сигнала необходимо знать влияние на показания ИЗ химического состава углеводородного топлива и характеристик распространения турбулентного пламени (скорости и ширины).

Целью работы является определение связи концентрации углерода в топливе и характеристик распространения пламени

(скорости и ширины) с величиной ионного тока.

Поскольку кроме рассматриваемых величин ионный ток зависит от множества других факторов (например, форма, размер и потенциал ИЗ, газодинамические характеристики и т.д.), то, чтобы исключить их влияние, анализ проводится в относительных величинах – отношения анализируемых параметров к параметрам при стехиометрическом составе топливовоздушной смеси (ТВС):

$$I' = \frac{I_{(\alpha=x)}}{I_{(\alpha=1)}}, \quad (1)$$

где  $I_{(\alpha=x)}$  – значение ионного тока при произвольном составе ТВС, А;  $I_{(\alpha=1)}$  – значение ионного тока при стехиометрическом составе ТВС, А;  $\alpha$  – коэффициент избытка воздуха;  $x$  – текущее значение коэффициента избытка воздуха.

Согласно традиционным представлениям электродинамики сила тока, обусловленная движением электронов к положительно заряженному ИЗ, равна произведению площади поверхности ИЗ на концентрацию электронов, их заряд и скорость движения. Тогда с учётом ряда преобразований формула (1) примет вид:

$$I' = \frac{n_{(\alpha=x)} \cdot \sqrt{T_{(\alpha=x)}}}{n_{(\alpha=1)} \cdot \sqrt{T_{(\alpha=1)}}}, \quad (2)$$

где  $n$  – концентрация электронов, единиц/м<sup>3</sup>;  $T$  – адиабатическая температура пламени, К.

Процесс образования заряженных частиц во фронте углеводородного пламени обусловлен хемоионизацией, т.е. образованием свободного радикала СН, концентрация которого, предположительно, зависит от вероятности хемоионизации ( $P$ ) и доли углерода в ТВС, определяющей потенциальный резерв образования СН. Таким образом, концентрация электронов во фронте пламени описывается следующей формулой:

$$n = G_c \cdot N \cdot P, \quad (3)$$

где  $G_c$  – массовая доля углерода в ТВС;  $N$  – начальная концентрация молекул

ТВС, единиц/м<sup>3</sup>;  $P$  – вероятность хемоионизации,  $P \in [0; 1]$ .

Массовая доля углерода в ТВС находится по формуле:

$$G_c = \frac{1}{1 + \alpha \cdot l_T} \cdot \frac{\mu_c}{\mu_T}, \quad (4)$$

где  $l_T$  – теоретически необходимое количество воздуха для сгорания 1 кг топлива, кг;  $\mu_c$  – атомная масса углерода, г/моль;  $\mu_T$  – молекулярная масса топлива, г/моль.

Разделим и умножим формулу (2) на время. Тогда с учётом (3), а также при условии, что  $P_{(\alpha=x)} \approx P_{(\alpha=1)}$ , формула (2) примет вид:

$$\begin{aligned} I' &= \frac{G_c^{(\alpha=x)} \cdot \frac{N_{(\alpha=x)}}{\tau} \cdot \sqrt{T_{(\alpha=x)}}}{G_c^{(\alpha=1)} \cdot \frac{N_{(\alpha=1)}}{\tau} \cdot \sqrt{T_{(\alpha=1)}}} = \\ &= \frac{G_c^{(\alpha=x)} \cdot U_{хим}^{(\alpha=x)} \cdot \sqrt{T_{(\alpha=x)}}}{G_c^{(\alpha=1)} \cdot U_{хим}^{(\alpha=1)} \cdot \sqrt{T_{(\alpha=1)}}} \end{aligned} \quad (5)$$

где  $\tau$  – время протекания химических реакций, с;  $U_{хим}$  – скорость химической реакции, единиц/(м<sup>3</sup>·с).

Скорость химической реакции во фронте пламени находится по формуле (6), которая получена путём преобразования начальной концентрации молекул ТВС:

$$U_{хим} = \frac{M}{V_{КС} \cdot \tau} \cdot \left( \frac{\alpha \cdot l_T}{m_B} + \frac{1}{m_T} \right), \quad (6)$$

где  $M$  – суммарная масса топлива в камере сгорания, кг;  $m_T$  – масса молекулы топлива, кг;  $m_B$  – масса молекулы воздуха, кг;  $V_{КС}$  – объём камеры сгорания, м<sup>3</sup>.

Время протекания химических реакций находится по формуле [5]:

$$\tau \sim \frac{\delta_n}{U_n} = \frac{\delta_t}{U_t \cdot Da} = \frac{\tau_c}{Da}, \quad (7)$$

где  $\delta_n$  – ширина ламинарного фронта пламени, м;  $\delta_t$  – ширина турбулентного фронта пламени, м;  $U_n$  – скорость распространения ламинарного фронта пламени, м/с;  $U_t$  – скорость распространения турбулентного фронта пламени, м/с;  $Da$  – критерий Дамкёлера;  $\tau_c$  – продолжительность существования ионного тока в цепи ИЗ, с.

Если коэффициент избытка воздуха изменяется путём регулирования только подачи воздуха при неизменной подаче топлива, то  $M_{(\alpha=x)} = M_{(\alpha=1)}$ . Также примем, что  $Da_{(\alpha=x)} \approx Da_{(\alpha=1)}$ , следовательно:

$$I' \approx \frac{G_c^{(\alpha=x)} \cdot \frac{1}{\tau_c^{(\alpha=x)}} \cdot \left( \frac{\alpha \cdot l_T}{m_B} + \frac{1}{m_T} \right) \cdot \sqrt{T_{(\alpha=x)}}}{G_c^{(\alpha=1)} \cdot \frac{1}{\tau_c^{(\alpha=1)}} \cdot \left( \frac{l_T}{m_B} + \frac{1}{m_T} \right) \cdot \sqrt{T_{(\alpha=1)}}} \quad (8)$$

Для проверки правильности найденной согласно формуле (8) степени влияния концентрации углерода в топливе и характеристик распространения пламени (выраженные через  $\tau_c$ ) на величину ионного тока были проведены экспериментальные исследования.

### Экспериментальные исследования и их анализ

Исследования проводились на экспериментальном стенде, основу которого составляла установка УИТ-85, представляющая собой одноцилиндровый четы-

рёхтактный ДВС. В качестве топлива использовался сжатый природный газ. Испытания проводились при частоте вращения коленчатого вала ДВС  $600 \text{ мин}^{-1}$ . Коэффициент избытка воздуха изменялся в пределах устойчивого сгорания ТВС, т.е. от 0,7 до 1,3. Для мониторинга ионного тока использовались два ИЗ, один из которых располагался непосредственно у свечи зажигания, а другой – на максимальном удалении от неё (рис. 1). Таким образом, данные, полученные с ИЗ, расположенного у свечи зажигания, соответствовали первой фазе сгорания, в которой из очага горения, возникшего у электродов свечи зажигания, формируется фронт турбулентного пламени. Информация, полученная ИЗ, удалённым от свечи зажигания, соответствовала второй фазе сгорания, в которой происходит сгорание основной массы ТВС вследствие развития турбулентного пламени на большой объём камеры сгорания ДВС.

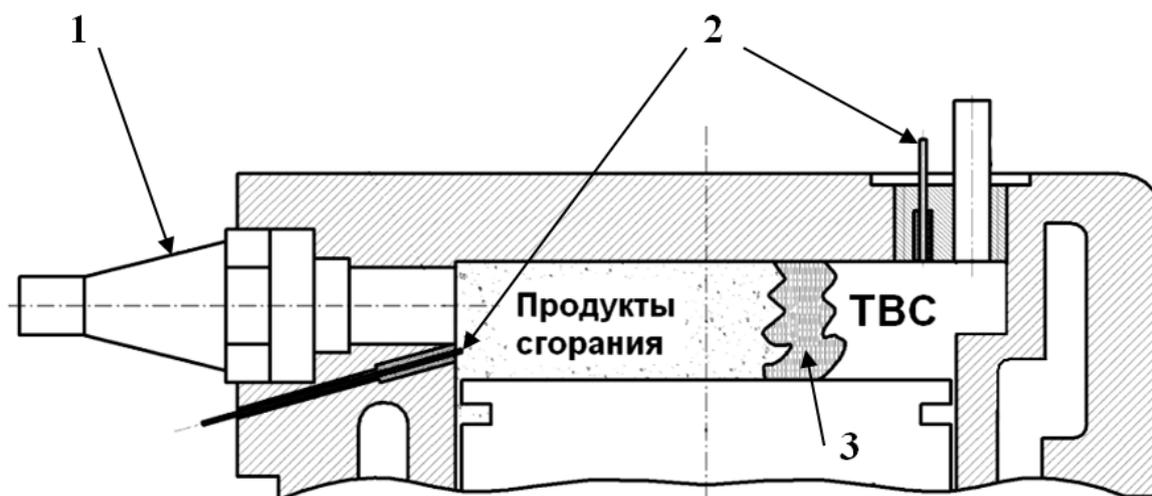


Рис. 1. Расположение ИЗ в камере сгорания УИТ-85:  
1 – свеча зажигания; 2 – ИЗ; 3 – зона турбулентного горения

Методика проведения экспериментов заключалась в регистрации амплитуды напряжения ионного тока и продолжительности существования ионного тока в цепи ИЗ. Полученные данные обрабатывались в соответствии с ГОСТ 8.207 – 76 «Прямые измерения с многократными

наблюдениями. Методы обработки результатов наблюдений» для определения их среднего значения и оценки погрешности.

Экспериментальные значения адиабатической температуры метановоздушного пламени были взяты из [6]. Для со-

ответствия выбранных значений температуры условиям эксперимента была выполнена поправка данной температуры на величину:

$$T = T^* + (T_c - T_0^*), \quad (9)$$

$$T_c = T_a \cdot \varepsilon^{k-1}, \quad (10)$$

где \* – значения температур, взятых из [6];  $T^*$  – адиабатическая температура пла-

мени, К;  $T_0^*$  – температура ТВС, К;  $T_c$  – температура в конце сжатия, К;  $T_a$  – температура в конце впуска,  $T_a=323$  К;  $\varepsilon$  – степень сжатия,  $\varepsilon=7$ ;  $k$  – показатель политропы сжатия,  $k=1,382$ .

Экспериментальная зависимость амплитуды ионного тока и продолжительности его существования в цепи ИЗ от состава ТВС представлена на рис. 2.

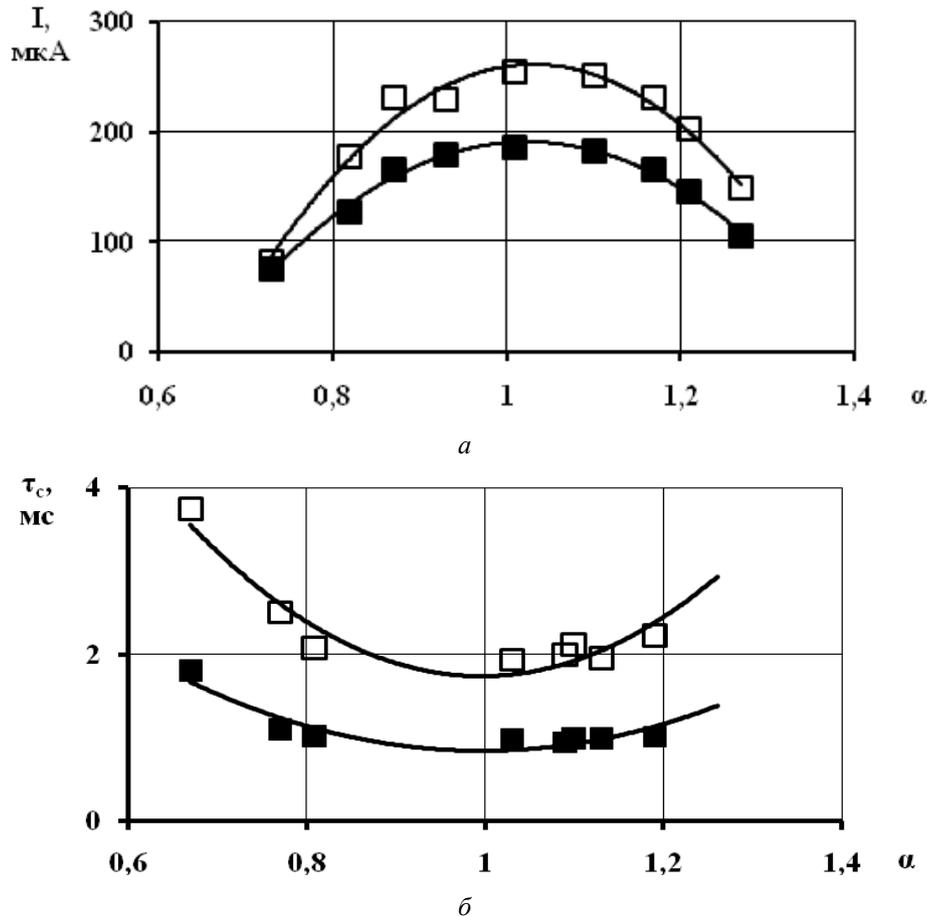


Рис. 2. Экспериментальная зависимость амплитуды ионного тока (а) и продолжительности (б) его существования от состава ТВС: □ – первая фаза сгорания; ■ – вторая фаза сгорания

Из рис. 2 видно, что зависимости ионного тока и его продолжительности существования в цепи ИЗ от состава ТВС имеют экстремумы в области стехиометрии. Поскольку смена состава ТВС влечёт изменение скорости химических реакций за счёт изменения концентрации реагентов, участвующих в реакции, то сходство рис. 2, а и 2, б свидетельствует об определяющем влиянии на них кинетики хими-

ческих реакций, что подтверждается известными работами [4, 7].

В результате проведённых испытаний была получена графическая зависимость ионного тока во второй фазе сгорания от ионного тока в первой фазе. Сравнение экспериментальных данных с данными, рассчитанными по формуле (8), представлено на рис. 3.

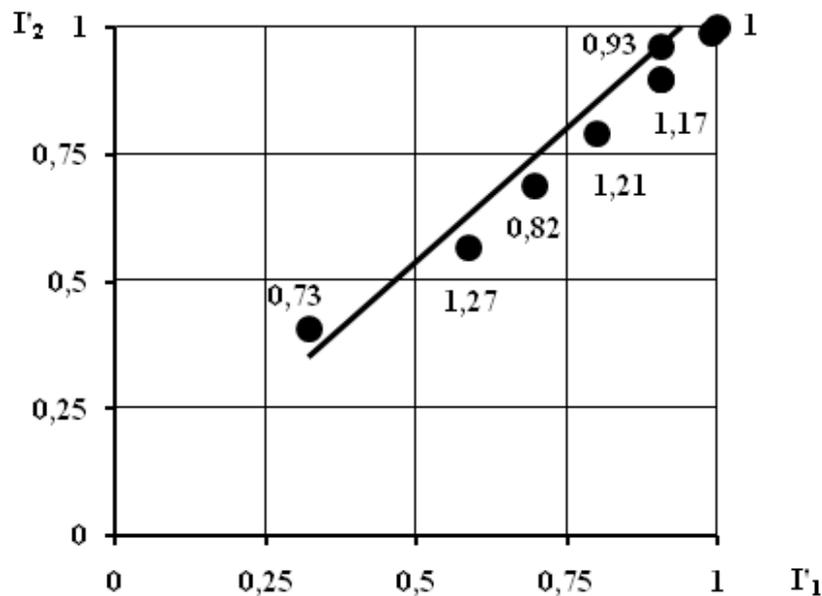


Рис. 3. Зависимость ионного тока ( $I_2'$ ) во второй фазе сгорания от ионного тока ( $I_1'$ ) в первой фазе сгорания: ● – экспериментальные значения; — расчётные значения; цифры – значения коэффициента избытка воздуха

Для исключения влияния формы, размеров и потенциала ИЗ на величину ионного тока сравнительный анализ проводился в относительных величинах согласно формуле (1). Из рис. 3 видно наличие хорошей сходимости экспериментальных данных с расчётными. Это свидетельствует об определяющей роли концентрации углерода в топливе и характеристик распространения пламени на величину ионного тока. Результаты работы могут быть использованы для прогнозирования и мониторинга характеристик распространения пламени по амплитуде и продолжительности импульса ионного тока, что приведёт к расширению функциональных возможностей, увеличению точности обработки сигнала, упрощению и удешевлению существующей методики исследования процесса сгорания ионизационными зондами.

Таким образом, в результате проведённых исследований:

1. Предложено теоретическое и экспериментальное подтверждение связи концентрации углерода в топливе и ха-

рактеристик распространения пламени (скорости и ширины) с величиной ионного тока.

2. Показано, что сила тока на ИЗ отражает физико-химические свойства ТВС, влияющие на процесс сгорания и, следовательно, на экологические и экономические показатели двигателя. Поэтому в дальнейшем возможно использование информации с ИЗ для регулирования и управления рабочим процессом ДВС.

3. Выявлено, что по относительным изменениям амплитуды и продолжительности сигнала ионного тока, регистрируемого ИЗ, могут быть оценены характеристики распространения турбулентного пламени (скорость и ширина).

Данная работа выполнена при поддержке Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере, договор № 0010547, а также в рамках государственного заказа, проект № 394.

### Библиографический список

1. Аравин Г.С., Семёнов Е.С. О связи между скоростями химической ионизации и реакции горения в ламинарном пламени // Физика горения и взрыва. 1979. № 5. С. 40-46.
2. Calcote H.F., King I. Studies of ionization in flames by means of langmuir probes // Symposium (International) on Combustion. 1955. V. 5, Iss. 1. P. 423-434. doi.org/10.1016/s0082-0784(55)80056-2
3. Воинов А.Н. Сгорание в быстрородных поршневых двигателях. М.: Машиностроение, 1977. 277 с.
4. Степанов Е.М., Дьячков Б.Г. Ионизация в пламени и электрическом поле. М.: Металлургия, 1968. 312 с.
5. Хайк Н. Возможность использования ионизационных датчиков в системах управления рабочим процессом ДВС: автореф. дис. канд. тех. наук. Волгоград, 1991. 16 с.
6. Gao Z., Wu X., Gao H., Liu B. Investigation on characteristics of ionization current in a spark-ignition engine fuelled with natural gas hydrogen blends with BSS de-noising method. // International journal of hydrogen energy. 2010. V 35, no 23. P. 12918–12929. doi.org/10.1016/j.ijhydene.2010.08.129.
7. Ивашин П.В., Коломиец П.В. Использование ионизационного датчика, установленного в удалённой от свечи зажигания зоне камеры сгорания ДВС, для контроля сгорания // Вектор науки ТГУ. 2010. № 3(13). С. 82-86.

### 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.

**Будаев Сергей Иванович**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Нанотехнологии, материаловедение и механика», Тольяттинский государствен-

ный университет. E-mail: [S.Budaev@tltsu.ru](mailto:S.Budaev@tltsu.ru). Область научных интересов: процессы горения, рабочие процессы тепловых машин.

**Галиев Ильдар Ринатович**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и эксплуатация автомобилей», Тольяттинский государственный университет. E-mail: [sbs777@yandex.ru](mailto:sbs777@yandex.ru). Область научных интересов: процессы горения, рабочие процессы тепловых машин.

## RELATIONSHIP BETWEEN CARBON CONCENTRATION IN A FUEL AND CHARACTERISTICS OF FLAME PROPAGATION WITH A MAGNITUDE OF ION CURRENT

© 2015 A. P. Shaykin, S. I. Budaev, I. R. Galiev

Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation

The practicability of using ionization probes for the investigation of fuel consumption in a piston engine is proved in the paper. It is shown that in order to expand the functionality, to increase the reliability of operation and accuracy of the processing of the ionization probe signal it is essential to know the influence of the fuel chemical composition and characteristics of turbulent flame propagation (velocity and width). In this connection, the paper presents theoretical and experimental research of the influence of turbulent flame propagation velocity, the width of the turbulent burning zone, the composition of the fuel-air mixture and the content of carbon in it on the indications of the ionization probe – the ion current. The work carried out resulted in obtaining functional dependence of ion current on carbon concentration in the fuel and characteristics of turbulent flame propagation. Experiments on the engine showed that if the excess air factor is in the range of 0.8 to 1.1 the agreement between the design and experimental values of the ion current in the first and second phases of combustion is over 83 per cent. The results of the work can be used to predict and monitor the propagation velocity and the width of the turbulent flame front in the combustion chamber of an internal combustion engine with the help of an ionization probe.

*Engine; ionization; hydrocarbon fuel; mass content of carbon; speed; width; distribution; flame; probe; ion current; relationship.*

### References

1. Aravin G.S., Semenov E.S. Connection between rates of chemical ionization and the combustion reaction in a laminar flame. *Combustion, explosion and shock waves*. 1979. No. 5. P. 589-593.
2. Calcote H.F., King I. Studies of ionization in flames by means of langmuir probes. *Symposium (International) on Combustion*. 1955. V. 5, Iss. 1. P. 423-434. doi.org/10.1016/s0082-0784(55)80056-2
3. Voinov A.N. *Sgoranie v bystrokhodnykh porshnevnykh dvigatelyakh* [Combustion in high-speed piston engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 277 p.
4. Stepanov E.M., Diachkov B.G. *Ionizatsiya v plameni i elektricheskoy pole* [Ionization in flame and electric field]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1968. 312 p.
5. Hike N. *Vozmozhnost' ispol'zovaniya ionizatsionnykh datchikov v sistemakh upravleniya rabochim protsessom DVS: avtoref. dis. kand. tekhn. nauk* [The possibility of using ionization detectors in systems of internal combustion engine work process management. Synopsis of dissertation]. Volgograd, 1991. 16 p.
6. Gao Z., Wu X., Gao H., Liu B. Investigation on characteristics of ionization current in a spark-ignition engine fueled with natural gas hydrogen blends with BSS denoising method. *International journal of hydrogen energy*. 2010. V 35, no 23. P. 12918–12929. doi.org/10.1016/j.ijhydene.2010.08.129.
7. Ivashin P.V., Kolomiets P.V. Application of distant from spark plug ionization sensor for combustion control in ICE. *Vektor nauki TGU*. 2010. No. 3(13). P. 82-86. (In Russ.)

### About the authors

**Shaikin Alexander Petrovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Energy Machines and Control Systems, Togliatti State University. E-mail: [td@tltsu.ru](mailto:td@tltsu.ru). Area of Research: combustion processes, working processes in heat engines.

**Budaev Sergey Ivanovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Nanotechnologies, Materials Science and Mechanics, Togliatti State University. E-mail: [S.Budaev@tltsu.ru](mailto:S.Budaev@tltsu.ru).

Area of Research: combustion processes, working processes in heat engines.

**Galiev Ildar Rinatovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Design and Operation

of Vehicles, Togliatti State University. E-mail: [sbs777@yandex.ru](mailto:sbs777@yandex.ru). Area of Research: combustion processes, working processes in heat engines.

УДК 533.98

## МОДЕЛЬ ЗАРЯДКИ МИКРОЧАСТИЦЫ РАЗРЯДНОЙ ПЛАЗМОЙ С УЧЁТОМ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ПОЛЯ

© 2015 Н. Д. Сёмкин, А. С. Видманов

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

Проведён анализ разрядного механизма зарядки микрочастицы в зарядной камере инжектора электростатического ускорителя. Рассмотрены процессы возникновения и разлёта разрядной плазмы, которая возникает при подлёте микрочастицы к зарядному электроду. Для определения заряда, полученного частицей в результате микрозаряда, решается задача разлёта многокомпонентной плазмы под действием электростатического поля. Решается система уравнений, описывающая динамику расширения сгустка плазмы, процессы рекомбинации и ионизации, а также учитывающая влияние электростатического поля на ток с поверхности плазменного сгустка. Описанная система дифференциальных уравнений позволяет найти степень ионизации химических компонентов, входящих в плазменный сгусток, а также количество ионов в зависимости от времени и химического состава. Получены зависимости степени ионизации ионов от компонентного состава сгустка плазмы и от напряжения на зарядном электроде. Показана зависимость заряда частицы от напряжения на игле зарядного электрода.

*Зарядка микрочастицы; электростатический разряд; разрядная плазма; степень ионизации.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-164-170

Для построения математической модели работы электростатического инжектора [1] и определения параметров потоков частиц необходимо определить заряд частицы, который она приобретает при взаимодействии с зарядным электродом инжектора. Наиболее простой моделью зарядки частиц является контактная модель. В этом случае считается, что частица имеет электрический контакт с электродом [2].

Однако существует ряд экспериментов [3,4], в которых регистрировался мик-

роразряд между электродом и подлетающей к нему частицей. Такой механизм зарядки объясняется возникновением взрывной автоэлектронной эмиссии. В данной работе решается задача определения заряда, получаемого частицей, из решения системы уравнений, описывающей разлёт взрывной плазмы в вакуум в электростатическом поле. Схематическое изображение разряда между частицей и иглой зарядного электрода показано на рис. 1.

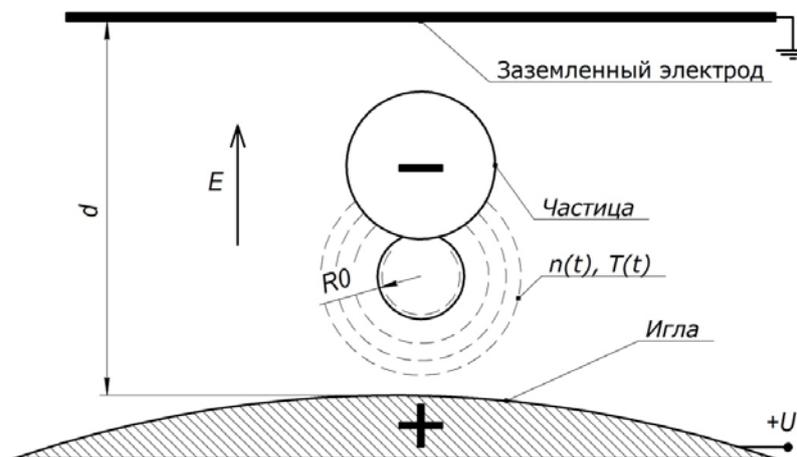


Рис.1. Схематическое изображение разлёта разрядной плазмы

Будем рассматривать плазму, состоящую из  $k_{\max}$  компонентов, концентрация которых  $c_k$  удовлетворяет условию:

$$\sum_{k=1}^{k_{\max}} c_k = 1. \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dx_e}{dt} &= x_e \sum_{k=1}^N c_k ((1-x_{k,1})G_{1,k,0} - x_{k,1}G_{2,k,1}) - \frac{3}{16} \frac{1}{R_0(t/t_0)} th \left( \frac{e(ER - \frac{q}{C})}{2T_e} \right), \\ \frac{dx_k}{dt} &= x_e ((1-x_{k,1})G_{1,k,0} - x_{k,1}G_{2,k,1}), \\ \frac{dT_e}{dt} + 2 \frac{kT_e}{t} &= \frac{\frac{2}{3}E^* + kT_e}{x_e} \left( -\frac{dx_e}{dt} \right) - \frac{T_e - T_i}{\tau_{ei}}, \\ \frac{dT_i}{dt} + 2 \frac{kT_i}{t} &= x_e \frac{T_e - T_i}{\tau_{ei}}, \\ \frac{dq}{dt} &= S j_{i0} \langle u_i \rangle th \left( \frac{e(ER - \frac{q}{C})}{2T_e} \right), \end{aligned} \right. \quad (2)$$

где  $x_e, x_k$  – безразмерная концентрация электронов и ионов  $k$ -го компонента;  $T_e, T_i$  – температура электронов и ионов;  $E^*$  – энергия рекомбинации на один акт;  $k$  – постоянная Больцмана;  $c_k$  – концентрация  $k$ -го компонента плазмы;  $R$  – радиус плазменного сгустка;  $R_0$  – начальный радиус сгустка;  $t_0$  – начальное время разлёта;  $q$  – нескомпенсированный электрический заряд плазмы;  $e$  – заряд электрона;  $j_{i0}$  – ионный тепловой ток насыщения;  $S$  – площадь поверхности сгустка плазмы;  $E$  – напряжённость электростатического поля;  $C$  – электрическая ёмкость полусферы;  $u_i$  – тепловая скорость ионов;  $G_{1,k}$  – скорость ионизации;  $G_{2,k}$  – суммарная скорость рекомбинации.

Скорость ионизации определяется по формуле [5]:

$$G_{1,k} = 2 \left( \frac{2\pi m_e k}{h} \right)^{-3/2} \frac{T_e^{-3/2}}{n_e} G_{2,k} \exp\left(-\frac{I_{k0}}{T_e}\right), \quad (3)$$

Запишем систему уравнений, описывающую процессы рекомбинации и ионизации в плазме, изменение температуры ионов и электронов, а также учитывающую ток с поверхности плазменного образования [5]:

где  $m_e$  – масса электрона;  $h$  – постоянная Планка;  $n_e$  – концентрация электронов;  $I_k$  – потенциал ионизации  $k$ -го компонента плазмы.

Суммарная скорость рекомбинации определяется по формуле [5]:

$$G_{2,k} = G_{3,k} + G_{4,k} = 2,7 \cdot 10^{-13} T_e^{-3/2} + \frac{4\pi}{9} \sqrt{2\pi} \frac{e^{10} n_e}{m_e^{1/2} T_e^{9/2}}, \quad (4)$$

где  $G_{3,k}$  – скорость фоторекомбинации на все уровни;  $G_{4,k}$  – скорость тройной рекомбинации.

Образовавшийся плазменный сгусток начинает расширяться с постоянной, экспериментально определяемой скоростью  $U_0 \approx 2 \cdot 10^6$  см/с, слабо зависящей от напряжённости поля в промежутке [6].

При этом концентрация плазмы может достигать значений  $n_0 \approx 10^{21}$  см<sup>-3</sup> [7].

Закон расширения плазмы, учитывая автомодельность разлёта, запишем в виде [8]:

$$R = R_0 \cdot \frac{t}{t_0}, \tag{5}$$

где  $R_0$  – начальный размер плазменного сгустка;  $t_0 = U_0/R_0$ ,  $t \geq t_0$  – время разлёта плазмы.

Начальный размер плазменного сгустка будем считать равным радиусу частицы:  $R_0 \approx 5 \div 10$  мкм.

Объём расширяющегося плазменного сгустка и его радиус связаны кубической зависимостью, поэтому изменение объёма во времени определяется следующим соотношением:

$$V = V_0 \cdot \left(\frac{t}{t_0}\right)^3, \tag{6}$$

где  $V_0$  – начальный объём плазмы.

За начальную температуру разлетающей плазмы примем температуру взрывной автоэлектронной эмиссии:  $T_{e0} \approx T_{k0} \approx 1 \div 3$  эВ, которая определялась экспериментально [6].

Для упрощения определения начальных степеней ионизации считаем, что в момент времени  $t_0$  плазма находится в квазинейтральном состоянии. В этом случае степень ионизации однократно ионизированной  $k$ -го компонента плазмы можно рассчитать по уравнению Саха-Ленгмюра [9]:

$$x_{k0} = \frac{C \cdot T_{k0}^{\frac{3}{2}}}{n_{k0}} \cdot \exp\left(-\frac{I_k}{T_{k0}}\right), \tag{7}$$

где  $n_{k0}$  – концентрация  $k$ -го компонента плазмы,  $C = 6,06 \cdot 10^{21} \text{ см}^{-3} (\text{эВ})^{-3/2}$ .

Начальную степень ионизации электронов с учётом (1) можно выразить через следующую сумму:

$$x_{e0} = \sum_{k=1}^{k_{\max}} c_k x_{k0}. \tag{8}$$

Напряжённость внешнего электрического поля вблизи зарядной иглы будем определять по известной формуле напряжённости электрического поля вдоль оси игольчатого электрода, имеющего форму гиперboloида вращения, для системы электродов «игла–плоскость» [10]:

$$E = \frac{2U}{R \cdot \ln\left(\frac{4d}{R_N}\right)}, \tag{9}$$

где  $U$  – разность потенциалов;  $R_N$  – радиус закругления острия иглы;  $d$  – межэлектродное расстояние.

Изменение степени ионизации плазмы  $x_i$  от относительного времени  $t/t_0$  для различного химического состава плазмы, приведённого в табл. 1, при напряжении на электроде  $U = 10$  кВ показано на рис. 2.

Таблица 1. Химический состав плазмы

Концентрация химических элементов, %							
№	К	Н	Al	Fe	Na	Si	O
1	4	0,05	88,925	5	1	1	0.025
2	4	0,05	1,5	91	1,2	2	0,25
3	4	0,05	1,5	2	1	91,2	0,25

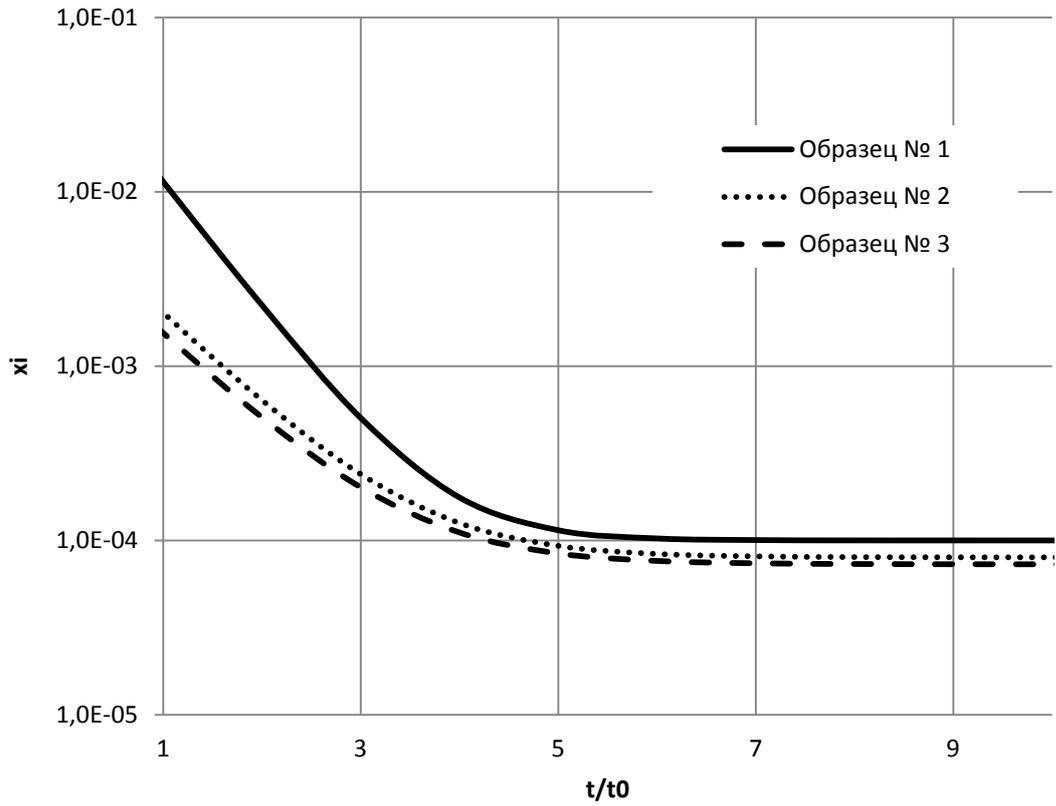


Рис. 2. Зависимость степени ионизации ионов от времени

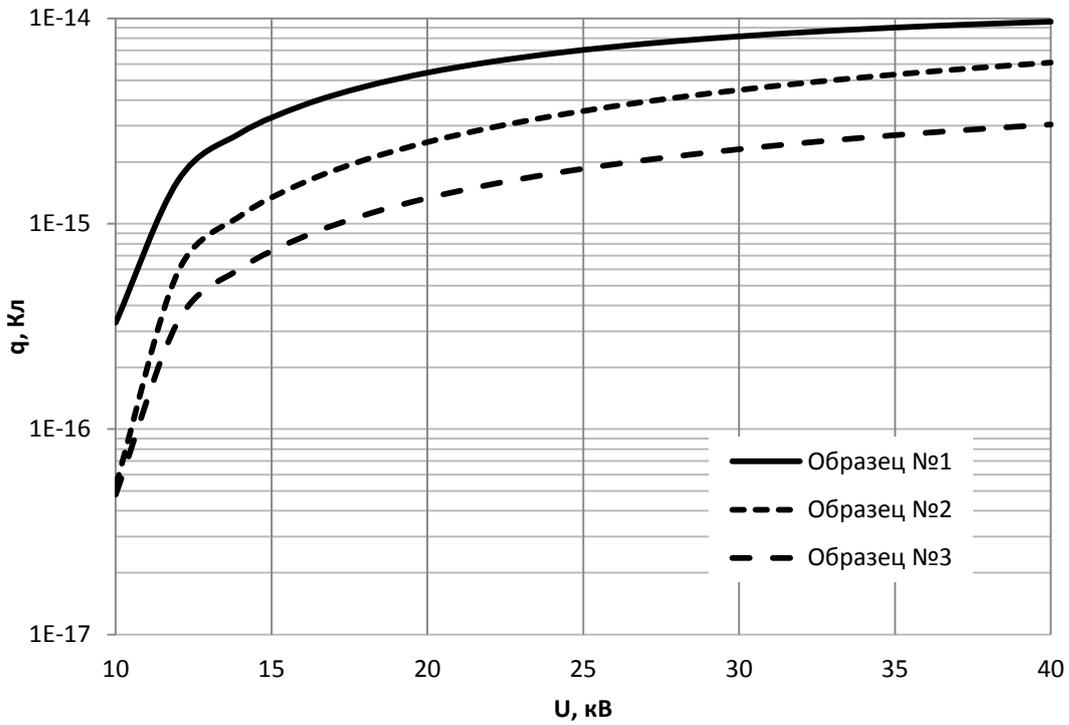


Рис. 3. Зависимость заряда частиц от напряжения на зарядном электроде

Как видно из графиков на рис. 2, происходит так называемая «закалка» плазмы [7], при этом степень ионизации перестаёт изменяться и асимптотически стремится к значению  $x_{i\infty}$ . Это говорит о прекращении процессов рекомбинации и ионизации в сгустке плазмы вследствие её расширения.

Для определения заряда, полученного частицей в результате микрозаряда, будем считать, что все ионы после «закалки» попадают на частицу:

$$q = ex_{\infty} n_0 V_0. \quad (10)$$

Зависимость заряда частицы  $q$  от напряжения на зарядном электроде  $U$  и от состава разрядной плазмы показано на рис. 3.

Проведённые расчёты показывают, что электрическое поле в зазоре уменьшает время «закалки» плазмы, что увеличивает количество ионов, осевших на частицу в результате микрозаряда. Незначительное влияние на конечный заряд оказывает состав плазмы. Сравнение результатов расчёта для трёх образцов показывает, что частица приобретает больший заряд, если в состав плазмы разряда входят компоненты с меньшим потенциалом ионизации.

### Библиографический список

1. Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Воронов К.Е., Шепелев С.М., Богоявленский Н.Л. Инжектор заряженных пылевых частиц // Приборы и техника эксперимента. 2006. № 3. С. 154-159.
2. Акишин А.И., Новиков Л.С. Методика и оборудование имитационных испытаний материалов космических аппаратов. М.: Московский университет, 1990. 90 с.
3. Пошехонов П.В., Погорельский М.М. Иницирование вакуумного пробоя металлическими частицами // ЖТФ. 1969. Т. 39, № 6. С. 1080-1085.
4. Мартынов Е.П., Иванов В.А. Микрозаряд проводящих частиц и пробой вакуумного промежутка // Радиотехника и электроника. 1969. Т. 14, № 11. С. 2005-2010.
5. Держиев В.И., Захаров А.Ю. Кинетика ионизации и рекомбинации в разлетающемся плазменном сгустке. М.: Институт прикладной математики АН СССР, 1978. 45 с.
6. Месяц Г.А., Проскуровский Д.И. Импульсный электрический разряд в вакууме. Новосибирск: Наука, 1984. 256 с.
7. Бугаев С.П., Литвинов Е.В., Месяц Г.А., Проскуровский Д.И. Взрывная эмиссия электронов // Успехи физических наук. 1975. Т. 115, № 1. С. 101-120. doi: 10.3367/UFNr.0115.197501d.0101
8. Зельдович А.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 688 с.
9. Сёмкин Н.Д., Воронов К.Е., Новиков Л.С. Регистрация пылевых и газовых частиц в лабораторных и космических условиях. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2005. 470 с.
10. Резвых К.А. Расчёт электростатических полей в аппаратуре высокого напряжения. М.: Энергия, 1967. 120 с.

### Информация об авторах

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструирования и технологии электронных систем и устройств, 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 конструирования и технологии электронных систем и устройств, 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.

## A MODEL OF CHARGING MICROPARTICLES BY DISCHARGE PLASMA WITH ACCOUNT FOR THE ELECTROSTATIC FIELD

© 2015 N. D. Semkin, A. S. Vidmanov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The discharge mechanism of charging microparticles in the charge case of the injector of an electrostatic accelerator is analyzed. The processes of origination and spread of the plasma discharge that occurs as the microparticle approaches the charging electrode are discussed. To determine the charge of the particles obtained as a result of microdischarge the problem of expansion of multi-component plasma under the influence of an electrostatic field is solved. A system of equations that describe the dynamics of the expanding plasma bunch, ionization and recombination processes, taking into account the influence of the electrostatic field on the plasmoid surface current, is solved. The described system of differential equations makes it possible to find the degree of ionization of chemical elements contained in the plasma bunch and the amount of ions as a function of time and chemical composition. The dependences of the degree of ionization of ions on the composition of the plasma bunch and the voltage on the charging electrode are obtained. The dependence of the particle charge on the voltage of the needle electrode is shown.

*Charging microparticles; electrostatic discharge; discharge plasma; the degree of ionization.*

### References

1. Semkin N.D., Piyakov A.V., Voronov K.E., Shepelev S.M., Bogoyavlenskii N.L. A charged dust particle injector. *Instruments and Experimental Techniques*. 2006. V. 49, no. 3. P. 440-445. doi: 10.1134/s0020441206030262
2. Akishin A.I., Novikov L.S. *Metodika i oborudovanie imitatsionnykh ispytaniy materialov kosmicheskikh apparatov* [Methods and equipment for simulation testing of spacecraft materials]. Moscow: Moscow University Publ., 1990. 90 p.
3. Poshekhonov P.V., Pogorelsky M.M. The initiation of vacuum breakdown of metal particles. *Technical Physics*. 1969. V. 39, no. 6. P. 1080-1085.
4. Martynov E.P., Ivanov V.A. Microdischarges conductive particles and the breakdown of the vacuum gap. *Soviet Journal of Communications Technology and Electronics*. 1969. № 11. P. 2005-2010.
5. Derzhiev V.I., Zakharov A.Yu. *Kinetika ionizatsii i rekombinatsii v razletayushchemsya plazmennom sgustke*. [Kinetics of ionization and recombination in the expanding plasma bunch]. Moscow: Institute of Applied Math. USSR Academy of Sciences Publ., 1978. 45 p.
6. Mesyats G.A., Proskurovsky D.I. *Impul'snyy elektricheskiy razryad v vakuume* [Pulsed electric discharge in vacuum]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1984. 256 p.
7. Bugaev S.P., Litvinov E.V., Mesyats G.A., Proskurovsky D.I. Explosive emission of electrons. *Soviet Physics Uspekhi*. 1975. V. 18, no. 1. P. 51-61. doi: 10.1070/PU1975v018n01ABEH004693

### **About the authors**

**Semkin Nikolay Danilovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of Research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Vidmanov Aleksei Sergeevich**, post-graduate student, Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [jkt13@rambler.ru](mailto:jkt13@rambler.ru). Area of Research: accelerating equipment, space device engineering.

УДК. 539.1:621.039

## МЕТОДЫ И СРЕДСТВА УСКОРЕНИЯ ЧАСТИЦ ЕСТЕСТВЕННОГО И ТЕХНОГЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ

© 2015 Н. Д. Сёмкин, К. И. Сухачёв, А. С. Дорофеев

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

Анализируются различные типы ускорителей твёрдых макрочастиц естественного и техногенного происхождения. Рассмотрены конструкции и принципы работы ускорителей микронного и миллиметрового диапазона с центром распределения по скоростям около 20 км/с: электростатические, электродинамические, импульсные, рельсовые электромагнитные, катушечные электромагнитные и электроразрядные газодинамические, комбинированные установки. Проведён обзор легкогазовых, взрывных, газоразрядных и электромагнитных ускорителей с различными принципами действия. Основное внимание уделено электромагнитным методам ускорения, которые наиболее перспективны для ускорения макротел до сверхвысоких скоростей. Указаны достоинства и недостатки различных типов ускорителей твёрдых тел. Проведён анализ пригодности различных конструкций ускорителей для имитации столкновений орбитальных метеоритных частиц и элементов космического мусора с поверхностью космического аппарата. Определены проблемы, возникающие при построении и работе ускорителей различного типа, и приведены решения этих проблем. Приведены результаты экспериментов по ускорению твёрдых тел микронного и миллиметрового диапазона на ускорителях различного типа и методы оптимизации конструкций ускорителей макрочастиц с целью увеличения их КПД и скорости ускоряемого тела. Приведена эволюция ускорителей и основные направления их дальнейшего совершенствования.

*Рельсотрон, катушечный ускоритель, резонансный ускоритель, электроразрядный ускоритель, метание частицы естественного и техногенного происхождения, высокоскоростное ускорение твёрдых макрочастиц, ускорители, принцип работы, конструкция, эффективность.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-171-191

### Введение

Интерес к разработке и изучению методов высокоскоростного метания твёрдых тел (единицы – десятки километров в секунду) имеет как научную, так и практическую основу. Соударение тел с высокими скоростями позволяет исследовать поведение веществ в достигаемых при этом экстремальных условиях – высоких давлениях, плотностях и температурах. Проблема изучения высокоскоростного воздействия твёрдых частиц на материалы космических аппаратов возникла более 50 лет назад, однако вследствие появления новых материалов и всё увеличивающейся концентрации техногенных высокоскоростных частиц на орбитах Земли остаётся актуальной и по сегодняшний день. Как показала практика, наиболее целесообразным является лабораторное моделирование столкновения ускоренных частиц с различными материалами, так

как при нём возможны не только высокая повторяемость и контролируемость эксперимента, но и с достаточной достоверностью измерение параметров частиц. Актуальность вопроса по защите космических аппаратов от техногенных космических частиц подтверждается регулярными конференциями (например, в 2012 году в Голландии состоялся 12-й международный симпозиум «Materials in a Space Environment»; 11-я международная конференция «Protection of Materials and Structures in a Space Environment» состоялась в 2014 году в КНР; в 2014 году IEEE в Германии проведена 5-я международная конференция «Particle Accelerator Conference»; в 2008 году аналогичная конференция проводилась в Канаде «The Ninth International Space Conference Protection of Materials and Structures from the LEO Space Environment».

Техника высокоскоростного метания представляет собой интерес не только с точки зрения моделирования факторов космической среды, влияющих на материалы конструкций космического аппарата (КА), но и с точки зрения подпитки термоядерных реакторов топливом [1, 2]. Для этих целей необходимо обеспечить ускорение частиц твёрдого дейтерия массой около одного грамма до скорости примерно 10 км/с, что довольно затруднительно из-за их хрупкости.

Для имитации воздействия техногенных частиц на материалы конструкций КА существуют различные способы ускорения твёрдых частиц в лабораторных условиях. Тип и конструкция ускорителя определяется поставленной задачей и зависит от диапазона исследуемых масс и скоростей ускоряемых частиц.

#### Ускорители пылевых частиц

В зависимости от параметров ускоряемой частицы целесообразно применять ускорители различных типов. Так, для ускорения частиц микронного диапазона применяют электростатические [3, 4], электродинамические [5-7] и импульсные [8, 9] ускорители или их комбинацию [10, 11]. Ускорители позволяют получить скорости частиц до сотни километров в секунду с центром распределения по скоростям около 20 км/с. Такие ускорители обладают высокой повторяемостью и контролируемостью эксперимента. Исторически первые электростатические ускорители использовали в качестве источника напряжения генератор Ван-де-Граафа [3]. К достоинствам этого типа ускорителей следует отнести возможность ускорения широкого диапазона частиц по массе и заряду. В более поздних модификациях генератор Ван-де-Граафа был заменён каскадным множителем напряжения, что существенно упростило конструкцию и позволило использовать ускоритель на небольших напряжениях порядка сотен киловольт в прикладных целях. Однако ускорители с генератором Ван-де-Граафа как высоковольтного источника находят

применения в лабораторном моделировании микрометеоритов до сих пор как в России (НИИЯФ МГУ, г. Москва), так и за рубежом (факультет ускорителей ядерного института имени Макса Планка, Хайдельберг, Германия). В линейных электродинамических ускорителях высоковольтный источник заменён относительно низковольтным, и частица получает приращение скорости, пролетая по дрейфовым трубкам, напряжение на которых меняет свою полярность синхронно с пролётом частицы бесполового пространства внутри трубки. Такая система позволяет получить эквивалентное ускоряющее напряжение в несколько мегавольт. Примеры таких ускорителей приведены в [5-7].

В качестве примера рассмотрим комбинированный линейный ускоритель, состоящий из двух блоков: электростатического предускорителя и электродинамического ускорителя [11]. В данной конструкции электростатический предускоритель необходим не только для увеличения конечной скорости частиц, но и для обеспечения оптимальных начальных условий, необходимых для динамической части, и он служит также для измерения удельного заряда частиц. Представленный образец обладает эффективным напряжением 1 МВ и позволяет ускорять пылевые частицы размером около 1 мкм до скорости 15 км/с. Ускоритель входит в состав стенда по комплексному воздействию факторов космической среды на элементы КА: обшивку, солнечные батареи, элементы оптических незащищённых систем. Дальнейшее развитие идеи динамического ускорения представлено в [12], где предложено использовать систему квадруполь для создания циклического ускорителя микронных частиц.

Интересным представителем линейных ускорителей является импульсный ускоритель [8], сочетающий в себе преимущества статического и электродинамического ускорителя. Импульсный ускоритель состоит из нескольких независимых ускорительных каскадов. По устрой-

ству ускорительная секция аналогична конструкции электростатического ускорителя, а разница состоит лишь в том, что напряжение на электроды подаётся в момент влёта частицы в секцию. Напряжение вырабатывается генератором импуль-

сного напряжения (ГИН) по сигналу системы управления, детектирующей влёт частицы в ускорительную секцию. Блок-схема импульсного ускорителя приведена на рис. 1.

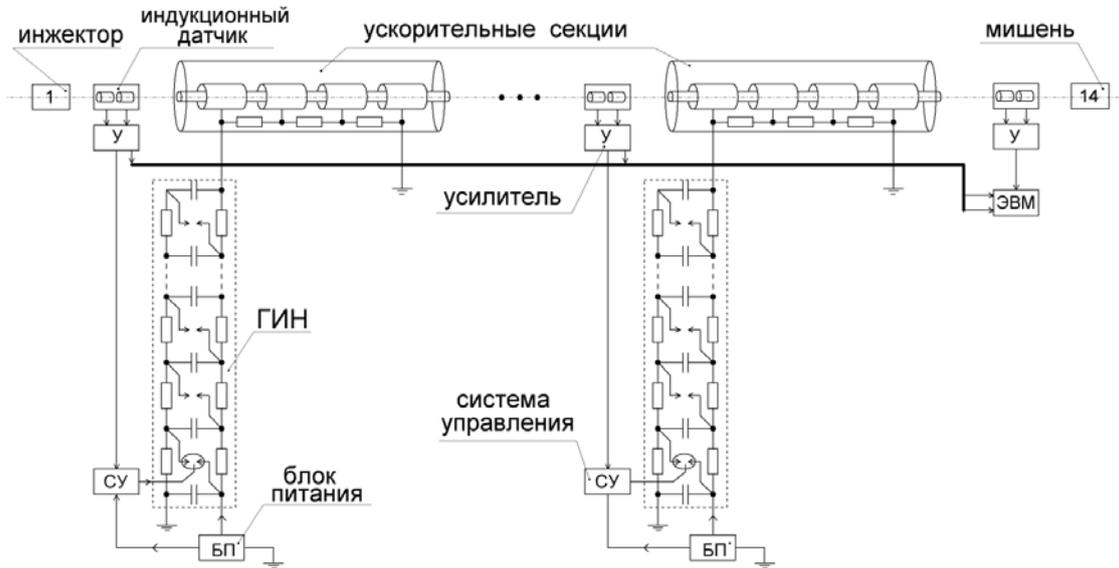


Рис. 1. Импульсный ускоритель пылевых частиц

Неотъемлемой частью любого ускорителя пылевых частиц является инжектор. В инжекторе частица получает заряд, от которого в конечном итоге зависит скорость частицы на выходе ускорителя. Кроме того, инжектор обеспечивает предварительное ускорение частиц до скорости порядка 1 км/с и необходимую плотность потока. Все существующие типы инжекторов можно разделить на два вида: с контактным и бесконтактным способом зарядки частиц. Примеры инжекторов контактного вида приведены в [13-15].

Значительно реже для ускорения частиц микронного диапазона применяют взрывные и лазерные ускорители, что обусловлено невозможностью обеспечения высокой повторяемости эксперимента и сложной, дорогостоящей конструкцией таких ускорителей.

Представленные типы ускорителей не подходят для разгона более крупных объектов, для ускорения которых применяют другие типы установок: легкогазовые, взрывные, газоразрядные и электро-

магнитные ускорители различных принципов действия и конструкций. В статье рассмотрены некоторые из них. Особое внимание уделено электромагнитным методам ускорения, так как они являются наиболее перспективными для ускорения макротел до сверхвысоких скоростей. Очевидно, что для полноценного моделирования воздействий высокоскоростных частиц необходима установка, обладающая не только высокой эффективностью ускорения, необходимой для разгона частицы до космических скоростей, но и максимальным диапазоном параметров ускоряемых объектов: массы, формы, материала. Ускоритель должен обладать и высокой повторяемостью значений скоростей частиц.

### Рельсовые электромагнитные ускорители

Схема рельсотрона приведена на рис. 2. Рельсовый электромагнитный ускоритель в простейшем виде состоит из

двух или кратных двум [16] параллельных изолированных друг от друга электродов, к которым через устройство коммутации подключён мощный источник энергии. Как правило, таким источником является батарея импульсных высоковольтных конденсаторов [17], взрывомагнитный или магнитокумулятивный генератор [18, 19], и в некоторых случаях используется генератор на химическом топливе [20] или униполярный генератор с индуктивным накопителем [21, 22]. В рельсовых уско-

рителях между электродами находится метаемое тело и металлический проводник (рис. 2) или цельнометаллическое метаемое тело. При замыкании цепи по ней протекает импульсный ток, взрывающий металлический проводник, превращая его в плазму, которая, ускоряясь под действием протекающего в цепи тока, выталкивает метаемый объект. В случае цельнометаллического ускоряемого тела ток протекает непосредственно через него, вызывая ускорение.

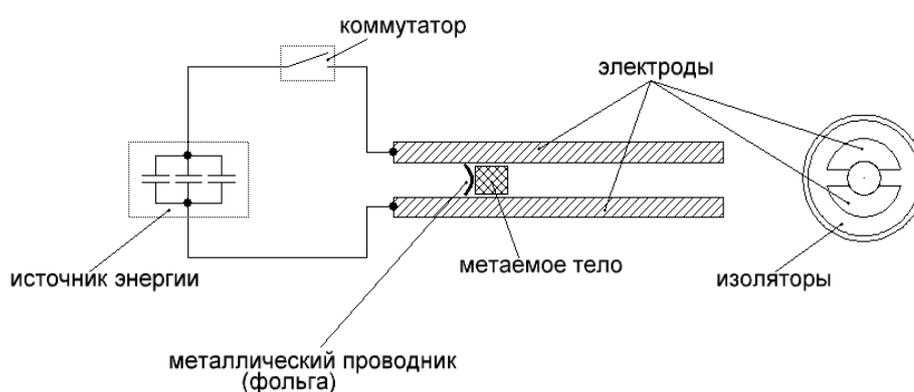


Рис. 2. Схема рельсового ускорителя

Большой интерес со стороны экспериментаторов и исследователей к контактным электродинамическим ускорителям стал появляться в 80-х годах XX века. Именно этот период характеризуется появлением большого числа работ по этой тематике. В [23] описан электродинамический ускоритель (рельсотрон), питающийся от униполярного генератора с индуктивным накопителем. На этом ускорителе металлическое тело массой 2,5 г разогнали до скорости 5,15 км/с. В компании «Вестингауз» (США) на рельсовом электромагнитном ускорителе с длиной рельс 4 м телу массой 320 г удалось придать скорость 4,2 км/с, величина тока при этом составляла  $2,1 \cdot 10^6$  А. В лаборатории Максвелл (США), используя в качестве источника питания конденсаторную батарею энергетической ёмкостью 32 МДж, на рельсотроне длиной 8 м тело массой 640 г

разогнали до скорости 4,3 км/с [24]. В ИЭЭ РАН в 1982 г. был создан ускоритель сверхскоростного разгона тел (УСРТ) с диаметром ускорительного канала 30 мм. Источником питания для ускорителя служила конденсаторная батарея напряжением 10 кВ и энергоёмкостью 6 МДж. Ускоритель разгонял тела массой 13,8 г до 5,9 км/с и 300 г – до 2 км/с. КПД ускорителя составлял 23 %.

Во время экспериментов с рельсовыми электромагнитными ускорителями исследователи столкнулись с рядом проблем:

- эрозия стартовой зоны канала ускорителя;
- значительные механические нагрузки на рельсы;
- декомпактизация (развал, расслоение) плазменного поршня.

Проведённые исследования показали, что при увеличении скорости разгона

тел эрозия материала рельсов тем меньше, чем выше скорость разгона тел, т.е. меньше время воздействия дуги на данный участок рельсов. Влияние эрозии электродов на работу рельсотронных ускорителей твёрдых тел рассмотрено в [25], где показано, что учёт присоединённой за счёт эрозии массы существенно ограничивает максимальные скорости метаемого тела. Приведены оценки предельных скоростей для двух механизмов эрозии: 1) при бомбардировке электродов ионным током; 2) от джоулева оплавления электродов, возникающего при превышении критической плотности тока. При втором механизме эрозии предельная скорость  $v_{\max}$  тела и время  $\tau$ , за которое присоединённая масса станет равной массе ускоряемого объекта, находится из уравнений:

$$v_{\max} = \frac{\lambda h}{2\chi R_1}, \quad (1)$$

$$\tau = \frac{mh}{\chi I_0^2 R_1}, \quad (2)$$

где  $h$  – скрытая теплота испарения;  $R_1$  – сопротивление плазменного канала;  $I_0$  – ток в цепи рельсотрона;  $\chi$  – численный коэффициент, характеризующий электроэрозионную стойкость электродов;  $m$  – масса ускоряемого объекта;  $\lambda$  – погонная индуктивность. Из данных выражений следует, что поиск материалов, обладающих высокой электроэрозионной стойкостью, является важнейшей задачей при создании надёжных ускорителей, способных осуществлять метание тел со скоростями, превышающими 6-7 км/с.

Влияние пинч-эффекта и скоростного скин-эффекта на механизм эрозии рельс рассмотрено в [26], где утверждается, что основным механизмом эрозии рельс является пинч-эффект, который проявляется тем сильнее, чем больше ток, протекающий через динамический контакт якоря и рельс. Суть пинч-эффекта состоит в том, что значительную часть

времени якорь движется на магнитном подвесе, тогда как ток течёт не через периферическую часть исходной контактной поверхности, образованную скоростным скин-эффектом, а через относительно тонкую и непрерывно сжимаемую магнитном полем металлическую перетяжку, которая в конце концов взрывается, порождая углубления на рельсах. При этом ток прекращается, металлический контакт восстанавливается на большей поверхности вследствие упругого расширения материала якоря и рельс, а процесс повторяется вновь. Данный эффект будет наблюдаться до тех пор, пока не установится полностью дуговой характер контакта вследствие уменьшения размеров якоря из-за его эрозии. В дуговом же режиме подключаются описанные выше механизмы эрозии: оплавление материала и ионный ток у поверхностей рельс и проводящего ускоряемого тела. В [27] приведены результаты экспериментов по ускорению макрочастиц, качественно подтвердившие выводы о существенном влиянии эрозии электродов на работу ускорителя. В опытах ускорялись частицы массой 0,2 и 1,3 г, максимальная достигнутая скорость равна 6 км/с, однако частицы при этом разрушались. Проблему эрозии частично можно решить, сокращая время воздействия плазмы на электроды путём увеличения влётной скорости ускоряемого тела. Проведённые исследования показали, что при скорости более 10 км/с эрозия электродов будет практически отсутствовать [28]. Технически эта проблема решается с помощью устройств, обеспечивающих предварительное ускорение тел до момента входа в канал рельсотрона. Изучению физических факторов, ограничивающих возможности рельсовых электромагнитных ускорителей, посвящены работы [28-30].

Анализ общих энергетических соотношений [29] показал, что независимо от формы импульса тока отношение кинетической энергии ускоряемого тела  $E_k(t)$  к омическим потерям  $E_0(t)$  в предположении, что активное сопротивление цепи

$R_0$  останется постоянным в процессе работы ускорителя, находится из выражения:

$$\frac{E_e(t)}{E_0(t)} = \frac{v}{v_x}, \quad (3)$$

где  $v_x = \frac{4R_0}{\lambda}$  – характеристическая скорость, при которой  $E_k(t) = E_0(t)$ ;  $\lambda$  – погонная индуктивность рельсотрона. При  $\lambda = 2,5 \cdot 10^{-7}$  Гн/м,  $R_0 = 2,5 \cdot 10^{-3}$  Ом и  $R_0 = 5 \cdot 10^{-3}$  Ом, что соответствует типичным условиям эксперимента,  $v_x = 40$  и  $80$  км/с соответственно. Приведённые оценки скорости  $v_x$  показывают, что при  $v \leq 5 - 10$  км/с выполняется неравенство:  $E_k(t) \ll E_0(t)$ , а эффективность ускорения составит 11 %, что является теоретическим максимальным значением для рельсовых ускорителей классической двухэлектродной одноступенчатой конструкции, использующих только электромагнитный принцип ускорения.

Анализ распределения плотности тока по рельсам и якорю проводился в работах [31-33], в которых предложена математическая модель рельсотрона для трёх разных токов через рельсовые электроды и переключку: постоянный, синусоидальный и импульсный. На полученной модели показано влияние неравномерности распределения плотности тока на процесс ускорения и на конечную скорость объекта.

В [34-36] внимание было уделено проблеме механической устойчивости канала ускорения рельсотрона, так как создание жёсткой рельсовой конструкции при уровне токов свыше  $10^6$  А является сложной инженерной задачей. Ещё одной сложной проблемой на пути достижения сверхвысоких скоростей стало явление развала плазменного поршня за счёт поступления продуктов эрозии электродов и самого материала плазмы якоря в заснарядное пространство [37]. Следствием

этого является уменьшение величины плотности тока в задней области и появление тока с передней стороны, что снижает ускоряющую силу и эффективность ускорения. Решение этой задачи осуществляется различными способами [38-41]. В работе [40] сообщается о том, что на рельсотроне калибром 13 мм тело массой 0,86 г было ускорено до скорости 7,8 км/с, и при этом КПД ускорения составил 6,8%. Авторы работы пытаются повысить действующее на снаряд давление и эффективность работы ускорителя с помощью введения дополнительного плазмообразующего вещества в заснарядное пространство, в частности воды для создания электротермохимического эффекта.

Отметим, что большинство современных рельсовых ускорителей являются гибридными установками и кроме силы электромагнитного взаимодействия используют электротермохимический эффект. Примером комбинации рельсотрона и электротермического ускорителя может являться образец, построенный в Пикатинском арсенале (город Денвер, штат Колорадо, США). Он обладает рекордным КПД, равным 35 %, и метает тела со скоростью более 4,2 км/с.

Ещё одной сложностью на пути к использованию рельсотрона в стенде по моделированию микрометеоритов и космического мусора является значительное падение эффективности ускорения при уменьшении размеров ускоряемого объекта, а в стенде по имитации столкновения космического аппарата и объекта космического мусора основной интерес представляют высокоскоростные частицы размером меньше 1 мм.

В [42] представлены результаты экспериментов по разгону тел миллиметрового диапазона с помощью рельсовых электромагнитных ускорителей. Применение классической схемы ускорения не привело к положительным результатам: кубик из поликарбоната со сторонами 1 мм и массой 1 г удалось разогнать только до скорости в 1 км/с и при этом наблюда-

лась сильная эрозия рельсовых электродов. Авторам удалось решить эту проблему за счёт введения дополнительного импульсного магнитного поля в межэлектродное пространство. Импульсное магнитное поле создавалось двумя дополни-

тельными парами электродов, расположенных параллельно основным и подключённых к своему накопителю энергии. На рис. 3 приведена схема данного ускорителя.

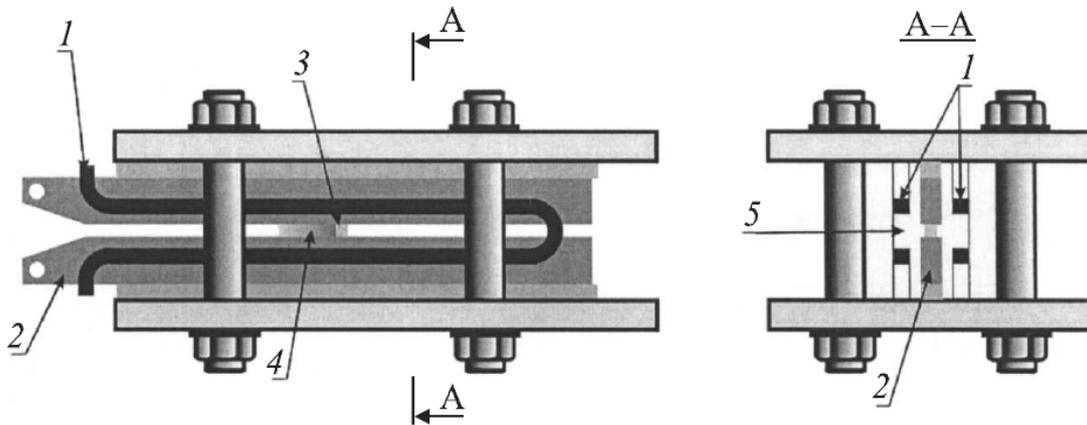


Рис. 3. Схематический чертёж рельсового ускорителя с внешним магнитным полем:  
1 — витки для генерации внешнего поля; 2 — рельсовые электроды; 3 — разгоняемое тело;  
4 — плазменный поршень; 5 — диэлектрические боковые стенки

Наложение внешнего магнитного поля позволило добиться скоростей порядка 6 км/с для диэлектрических кубиков со сторонами 1 и 2 мм. Удалось сделать теневой снимок ускоряемого объекта при вылете из канала ускорителя, на котором отчётливо видно, что объект после ускорения в канале рельсотрона не разрушился и сохранил свою кубическую форму.

Рельсовый электромагнитный ускоритель, обладая относительно простой конструкцией, является перспективным устройством для получения сверхвысоких скоростей. Но проблемы, возникшие в ходе экспериментов с рельсотронами, в настоящий момент не позволяют получить скорости более 10 км/с. Недостатком таких ускорителей является и необходимость постоянного их обслуживания в связи с наличием элементов, подверженных воздействию высоких температур и, как следствие, износу.

### Катушечные электромагнитные ускорители

К данному типу ускорителей можно отнести два схожих по конструкции устройства, использующих разные принципы ускорения. Первый — ускоритель, взаимодействующий с намагниченными телами, а второй — индукционный ускоритель. Пример классической схемы двухступенчатого катушечного ускорителя представлен на рис. 4. Как видно из схемы, катушечный ускоритель конструктивно сложнее рельсотрона и состоит из нескольких последовательных ступеней ускорения, от числа которых зависит его эффективность и конечная скорость разгоняемого объекта. Каждая ступень включает в себя тяговый соленоид или индуктор, соединённый с собственным накопителем энергии через независимый коммутатор. Соосно расположенные катушки являются источниками однонаправленного бегущего магнитного поля, которое, намагничивая ускоряемый объект, втягивает его к центру катушки.

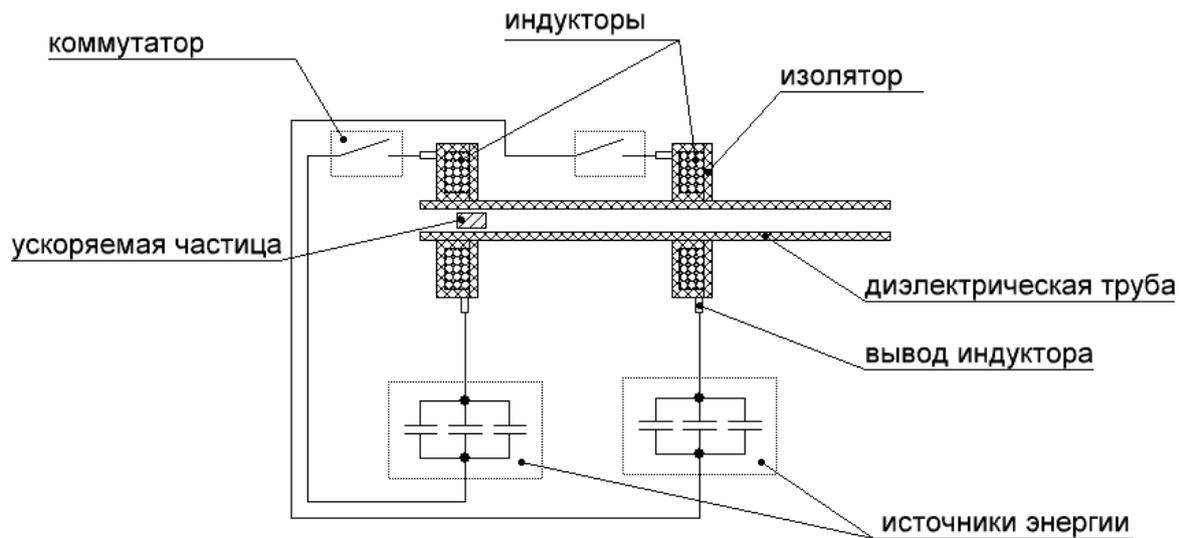


Рис. 4. Двухступенчатый катушечный ускоритель

В случае с немагнитным материалом ускоряемого объекта внешнее поле катушки наводит в нём вихревой индукционный ток, поле которого противодействует изменению внешнего поля и в результате происходит выталкивание объекта из катушки.

Существует большое количество работ, посвящённых изучению свойств и усовершенствованию конструкции катушечных ускорителей, и одними из первых были работы [43, 44]. Эффективность таких ускорителей возрастает пропорционально скорости объектов и количеству ступеней и теоретически может достигать 90-95 % при скоростях 5-10 км/с [45]. В Бруклинском политехническом университете (США) были проведены эксперименты с двухступенчатым индукционным ускорителем с длиной канала 0,6 м. Тело массой 137 г разогнали до скорости 476 м/с при средней величине ускорения  $1,9 \cdot 10^5$  м/с<sup>2</sup> [45].

Катушечный ускоритель в наибольшей степени подходит для имитации космических соударений аппарата с орби-

тальными техногенными и метеоритными частицами. Он позволяет разгонять частицы любой формы и группы частиц одновременно. Перестройка с одного диапазона масс частиц на другой облегчена по сравнению с другими типами электромагнитных ускорителей. Но реальные конструкции таких ускорителей обладают более низким КПД по сравнению с теоретическими значениями, и в настоящее время катушечные ускорители отстают от других типов электромагнитных ускорителей по скоростным характеристикам.

Предложено много способов увеличить эффективность и оптимизировать конструкцию катушечных ускорителей. Среди них: повышение числа ступеней ускорителя, увеличение напряжения на накопителях, снижение активных потерь и частичное использование энергии самоиндукции при коммутации соленоидов. Так возникла концепция матричного включения соленоидов (рис. 5), которая считается максимально эффективной и перспективной, так как позволяет при большом числе ступеней сократить число коммутаторов.

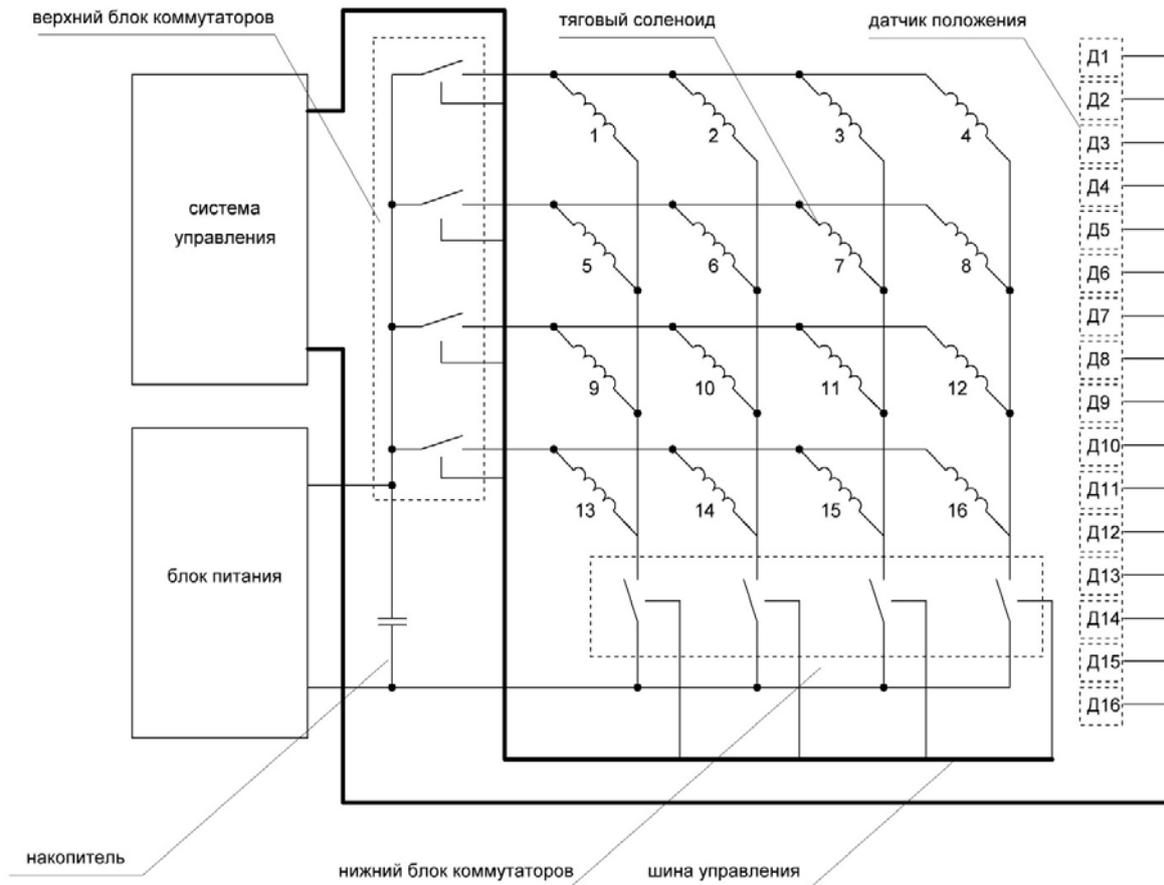


Рис. 5. Катушечный ускоритель с матричным включением соленоидов

Но и матричная система имеет свои недостатки, такие как дополнительные потери в ключевых элементах из-за того, что ток протекает сразу по двум коммутаторам, полумостовая схема предполагает сложную систему управления верхними ключами, а при коммутации происходят всплески самоиндукции.

Другая идея повышения эффективности ускорителей заключается в использовании бегущей волны для разгона намагниченных тел [47]. Предлагается использовать два накопителя, работающих поочередно. Самоиндукция, вызванная коммутацией одного из накопителей, рекуперативной цепью направляется в другой накопитель и подзаряжает его. В качестве тел, используемых для разгона, предлагается применять ферромагнетики. Однако применение двух идентичных накопителей существенно увеличивает габари-

ты и стоимость установки, а цепи рекуперации обладают высокими потерями.

Дальнейшее усовершенствование принципа бегущей волны представлено в [48, 49]. Приведён расчёт и анализ конструкции, использующей резонансный разряд накопителя на согласованную индуктивную нагрузку с последовательным переключением соленоидов синхронно с полупериодами колебательного процесса. Такой метод имеет преимущества перед классическими многоступенчатыми конструкциями и теоретически по своей эффективности приближается к электродвигателям постоянного тока.

Отметим основные преимущества резонансного ускорителя:

- использование одного накопителя для нескольких ступеней;
- максимально полное использование энергии накопителя без применения цепей рекуперации;

- мягкий режим коммутации при нулевом токе.

В работе [50] приведены предельные теоретические возможности катушечных ускорителей, в том числе и для резонансного электромагнитного ускорителя, взаимодействующих с ферромагнитными телами. Сделан вывод о необходимости большого числа ступеней для достижения высоких скоростей метаемого тела. Это связано с невозможностью получения высокого приращения скорости метаемого тела, приходящегося на одну ступень катушечного ускорителя, за счёт приращения кинетической энергии тела одной ступенью.

Данный эффект объясняется зависимостью ускоряющей силы, действующей на объект, не от абсолютной величины магнитного поля, а от его неоднородности по направлению движения.

В [51] рассмотрена возможность применения резонансного катушечного ускорителя для ускорения немагнитных материалов, т.е. переход на индукционный принцип ускорения. В [52] рассматриваются преимущества индукционных ускорителей и приводится анализ индукционных ускорителей с дополнительным питанием якоря (ускоряемого объекта, выполненного в виде соленоида).

Помимо индукционных существуют ускорители, в которых используются механические и дуговые контакты для получения собственного магнитного поля ускоряемых тел. В [53] представлены варианты конструкции таких индукционных ускорителей, а в [54] отмечены следующие их достоинства:

- отсутствие контакта между ускоряемым телом и каналом;
- возможность ускорения тел с широким диапазоном масс;
- хорошая согласованность с источником питания;

- ускоряющая сила в 100 раз больше, чем у рельсотронов, при той же величине тока.

Имеются и недостатки:

- сложная система управления, необходимая для создания бегущего электромагнитного поля, меняющегося синхронно с движением объекта по ускорительному тракту;

- сложная конструкция тяговых соленоидов, требующая принятия компромиссных решений, необходимых для обеспечения эффективности ускорения;

- достижение высокого КПД возможно только в многоступенчатой конструкции с применением систем предварительного ускорения тел.

Эти недостатки объясняют, почему катушечные ускорители долгое время оставались без внимания экспериментаторов и по настоящее время остаются одними из самых малоизученных электромагнитных ускорителей твёрдых тел. Имеется большое количество теоретических работ, показывающих высокие потенциальные возможности катушечных ускорителей, но при этом имеется всего несколько их реальных прототипов.

### **Электроразрядные газодинамические ускорители**

Ускорение тел в электроразрядных газотермических ускорителях происходит благодаря повышению температуры и давления газа с небольшой атомной массой (водород, гелий) путём введения дополнительной энергии в ограниченный объём посредством мощного электрического разряда. Существуют различные варианты конструкций ускорителей, использующих данный принцип: конструкции с предварительным увеличением давления и без него; конструкции, работающие по системе нагрев - сжатие и т.д. На рис.6 представлена возможная схема электрогазоразрядного ускорителя.

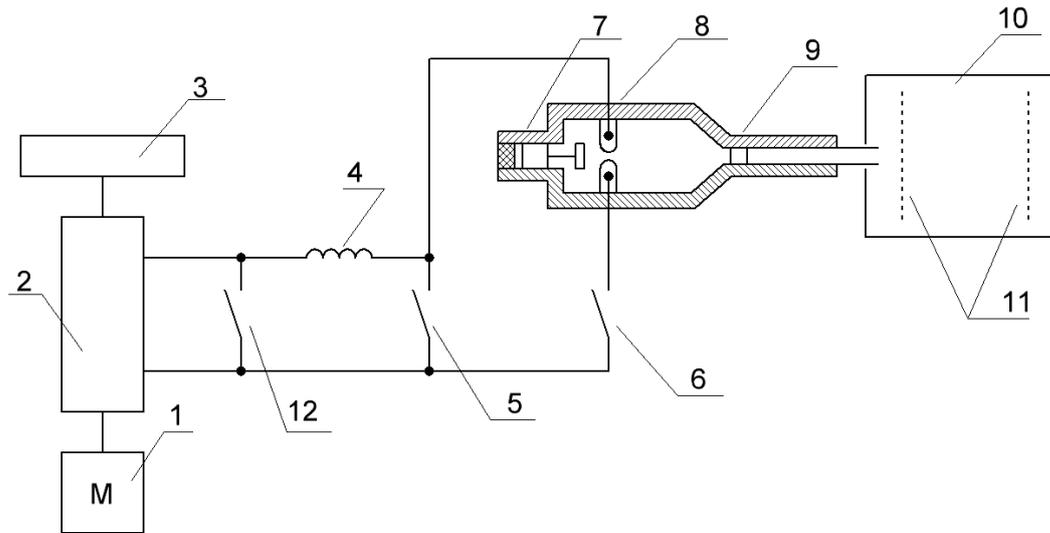


Рис. 6. Электрогазоразрядный ускоритель

Первое упоминание об использовании электрического разряда в лёгких газах имеется в [55]. В этой работе описывается ускоритель с длиной канала ускорения 1 м диаметром 14 мм и сменной разрядной камерой объёмом 1 дм<sup>3</sup>. На этом ускорителе тело массой 3,8 г разогнали до скорости 3 км/с при величине импульсного давления 200 МПа и температуре рабочего газа 5500 К. В качестве рабочего газа использовался гелий при начальном давлении 45 атм.

Основным элементом электроразрядных ускорителей, в основном определяющим их характеристики, является источник питания. Для питания ускорителя использовался источник питания импульсной электроразрядной аэродинамической трубы «Hotshot II», состоящий из униполярного генератора с маховиком и индуктивного накопителя энергии. Устройство (рис. 6) работает следующим образом. Электродвигатель 1 мощностью 186 кВт в течение 15 минут разгоняет генератор 2 с маховиком 3 до 3600 об/мин, и кинетическая энергия вращающихся масс составляет около 50 МДж. После этого включается система возбуждения, срабатывает контакт 5, что приводит к появлению электрического тока в обмотке накопите-

ля 4, энергия магнитного поля которого через 4 секунды при токе 300 кА достигает 13 МДж. Контакт 5 размыкается и после замыкания контактов 6 и 12 ток поступает в электродную систему разрядной камеры 8. Срабатывает размыкатель 7, что приводит к возникновению электрической дуги между электродами. Энергия индуктивного накопителя (за время горения дуги 10-20 мкс) преобразуется во внутреннюю энергию рабочего газа, давление газа резко возрастает, тело 9 устремляется в измерительную камеру 10, в которой с помощью датчиков – мишеней 11 замеряется скорость тела.

Недостатком этого типа ускорителя является загрязнение рабочего тела (лёгкого газа) продуктами эрозии электродов и низкое КПД ускорителя. Во Франко-Германском исследовательском институте Сент-Луис (Франция) на электроразрядном ускорителе с каналом 5,5 мм и объёмом разрядной камеры 80 см<sup>3</sup>, работающем на водороде при давлении 14 МПа, питающемся от конденсаторной батареи напряжением 16 кВ и энергоёмкостью 800 кДж, тело массой 0,1 г удалось разогнать до скорости 7 км/с и при этом КПД ускорителя составил 0,3 % [56].

В период с 60 по 80-е годы был накоплен значительный опыт и получены экспериментальные данные при изучении мощных импульсных дуг в газах высокой плотности и процессов теплопередачи «дуга-газ» в водороде и гелии. Также источниками данных по изучению характеристик разрядов стали результаты исследований, выполняемых на импульсных электроразрядных аэродинамических трубах, принцип работы разрядных камер и источники питания которых аналогичны конструкциям, принципу работы и источникам питания разрядных камер электроразрядных ускорителей. Полученные данные позволили создать высокоэффективные электроразрядные ускорители. В 1982 г. был создан ускоритель в ИЭЭ РАН (СССР), затем в фирме «GT-Devices Inc.» (Александрия, США) [57].

В [57] представлены результаты экспериментов, выполненных на электроразрядном легкогазовом ускорителе с каналом 16 мм и длиной 5 м, разрядной камерой объёмом 244 см<sup>3</sup>, работающей на гелии при начальном давлении до 100 МПа. Тело массой 2 г ускорялось до скорости 7 км/с, массой 10 г – до 4,6 км/с и массой 17 г – до 3,5 км/с. При этом максимальный КПД составлял 32 %, коэффициент перевода энергии от конденсаторной батареи энергоёмкостью 300 кДж в рабочий газ равен 70 %, а импульсное давление в рабочей камере равно 500 МПа.

Рассмотренные примеры показывают, что электроразрядные легкогазовые ускорители являются высокоэффективными устройствами для проведения исследований и обладают довольно высокими скоростными характеристиками. Но для полной реализации своих возможностей они в большей степени, чем другие электрические ускорители, нуждаются в мощных источниках питания с уровнем запасаемой энергии в десятки мегаджоулей, которые являются весьма дорогостоящими устройствами.

## Комбинированные установки

Во время проведения экспериментов с ускорителями нередко возникает необходимость повысить их основную характеристику – скорость ускоряемых тел.

Каждый метод ускорения имеет свой скоростной предел, обусловленный прочностью материалов, из которых изготовлены элементы конструкции установки; особенностями процессов, происходящих во время ускорения; физико-химическими свойствами рабочего тела.

Существуют различные способы улучшения характеристик электродинамических и газодинамических ускорителей.

Одним из таких способов, применяемых в газодинамических установках, является распределённый по длине канала ускорения подвод дополнительной энергии, обеспечивающей повышение средней величины действующего на ускоряемое тело давления, ускоряющей силы и температуры рабочего газа. Такой метод может быть реализован путём размещения вдоль канала ускорения нескольких электроразрядных систем, время срабатывания которых должно быть синхронизировано с моментами прохождения ускоряемого тела координат установки. На исследовательской базе при Иллинойском технологическом институте (США) на легкогазовом ускорителе, питающемся от четырёх конденсаторных батарей ёмкостью 0,8 кДж каждая, тело массой 1 г при ожидаемой скорости 3,8 км/с, полученной без дополнительного ускорения, при дополнительном ускорении разогналось до скорости 4,25 км/с, что соответствует приросту кинетической энергии тела порядка 1800 Дж. КПД дополнительного ускорения составил 57 % [58]. Данный метод дополнительного ускорения описывается в [59], где тело массой 1,6 г при начальной скорости 4,5 км/с с применением методики дополнительного ускорения удалось разогнать до 6,9 км/с, и общий КПД установки составил 20 %.

Другим примером комбинированного ускорителя является система, описан-

ная в [60, 61]. В установке одновременно используются электротермический и индукционный механизмы ускорения объекта. Ускоритель позволяет разгонять тела массой до 80 г со скоростями порядка 1 км/с, при этом КПД составляет 28 %.

Одним из самых распространённых решений в комбинированных ускорительных системах является сочетание рельсотрона с предускорителем другого типа, например легкогазовая, пороховая или электроразрядная пушка. Популярность данной концепции обусловлена тем, что наличие начальной скорости, сообщаемой ускоряемому телу предускорителем, значительно снижает эрозию рельс на стартовом участке и повышает эффективность ускорения рельсотроном [62]. Установка такого типа была создана в Максвелловской лаборатории (США). Диаметр ускорительного канала рельсотрона составляет 51×51 мм, длина рельсотрона 5 м, источник питания – конденсаторная батарея с запасаемой энергией 6 МДж и рабочим

напряжением 44 кВ. В роли предускорителя выступает легкогазовая пушка на гелии с дульной скоростью до 700 м/с, длина рельсотрона 5 м. Ускоритель позволяет разгонять тела массой от 75 до 156 г до скорости 3,1 км/с, и общий КПД установки составляет 14 % [63].

### Заключение

Приведённый анализ ускорителей микронного и миллиметрового диапазона, основанных на различных принципах действия, показывает, что электромагнитные методы ускорения наиболее перспективны для ускорения макротел до сверхвысоких скоростей. Ускорители, использующие эти методы, обладают относительно простой конструкцией, но имеют и недостаток, связанный с необходимостью постоянного их обслуживания из-за наличия элементов, подверженных быстрому износу.

### Библиографический список

1. Манзон Б.М. Ускорение макро-частиц для управляемого термоядерного синтеза // Успехи физических наук. 1981. Т. 134, № 4. С. 611-639. doi: 10.3367/UFNr.0134.198108b.0611
2. Harrison E.R. Alternative Approach to the Problem of Producing Controlled Thermonuclear Power // Physical Review Letters. 1963. V. 11, Iss. 12. P. 535-537. doi: 10.1103/physrevlett.11.535
3. Friichtenicht J.F. Two-million-Volt electrostatic accelerator for hypervelocity research // Review of Scientific Instruments. 1962. V. 33, Iss. 2. P. 209-212. doi: 10.1063/1.1746548
4. Hasegawa S., Fujiwara A., Morishige K., Yano H., Nishimura T., Sasaki S., Hamabe Y., Ohashi H., Nogami K., Kawamura T., Iwai T., Kobayashi K., Shibata H. Microparticle acceleration for hypervelocity experiments by A 3.75MV van de Graaff accelerator and a 100KV electrostatic accelerator in Japan // International Journal of Impact Engineering. 2001. V. 26, Iss. 1-10. P. 299-308. doi: 10.1016/s0734-743x(01)00098-7
5. Friichtenicht J.F. Micrometeoroid simulation using nuclear accelerator techniques // Nuclear Instruments and Methods. 1964. V. 28, Iss. 1. P. 70-78. doi: 10.1016/0029-554x(64)90351-9
6. Becker D.G., Friichtenicht J.F. Measurement and Interpretation of the Luminous efficiencies of Iron and Copper Simulated micrometeors // The Astrophysical Journal. 1971. V. 166. P. 699-716. doi: 10.1086/150994
7. Becker D.G., Friichtenicht J.F., Hamermesh B., Langmuir R.V. Variable-Ferquence Radially-Stable Micrometeoroid Accelerator // Review of Scientific Instruments. 1965. V. 36, Iss. 10. P. 1480-1481. doi: 10.1063/1.1719360
8. Сухачев К.И., Сёмкин Н.Д., Пяков А.В. Импульсный ускоритель пылевых частиц // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2013. Т. 16, № 2. С. 70-78.

9. Сухачев К.И., Сёмкин Н.Д., Пияков А.В. Импульсный ускоритель твёрдых частиц: патент РФ № 2523666; опубл. 20.07.2014; бюл. № 20.
10. Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Воронов К.Е., Помельников Р.А. Ускоритель высокоскоростных твёрдых частиц: патент РФ 2205525; опубл. 27.05.2003; бюл. № 15.
11. Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Пияков И.В., Сухачев К.И. Ускоритель высокоскоростных твёрдых частиц: патент РФ 2447626; опубл. 10.04.2012; бюл. №10.
12. Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Пияков И.В., Каштанов Е.В. Циклический ускоритель пылевых заряженных частиц: патент РФ 2456781; опубл. 20.07.2012; бюл. № 20.
13. Акишин А.И., Новиков Л.С. Методика и оборудование имитационных испытаний материалов космических аппаратов. М.: Московский университет, 1990. 90 с.
14. Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Воронов К.Е., Богоявленский Н.Л., Шепелев С.М. Инжектор заряженных пылевых частиц // Приборы и техника эксперимента. 2006. № 3. С. 154-159.
15. Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Брагин В.В., Видманов А.С., Сухачев К.И. Источник заряженных пылевых частиц: патент на РФ 136668; опубл. 10.01.2014; бюл. № 1.
16. Holland L.D. The DES railgun facility at SEM-UT // IEEE Transaction on Magnetics. 1984. V. 20, Iss. 2. P. 256-269. doi: 10.1109/tmag.1984.1063047
17. Сёмкин Н.Д., Воронов К.Е., Телегин А.М., Изюмов М.В., Сухачев К.И. Моделирование частиц космического мусора с помощью электромагнитного и электроплазменного ускорителя // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2011. Т. 14, № 1. С.79-85.
18. Fowler C.M., Peterson D.R., Caird R.S., Erickson D.J., Freeman V.I., King J.C. Explosive flux compression for railgun power sources // IEEE Transaction on Magnetics. 1982. V. 18, no. 1. P. 64-67. doi.org/10.1109/tmag.1982.1061778
19. Анисимов А.Г., Башкатов Ю.Л., Швецов Г.А. Взрывомагнитные генераторы для питания рельсотронных ускорителей // Физика горения и взрыва. 1986. Т. 22, № 4. С. 76-82.
20. Cowan M. Pulsed power for electromagnetic launching // IEEE Transaction of Magnetics. 1982. V. 18, Iss. 1. P. 145-150. doi: 10.1109/tmag.1982.1061774
21. Ford R.D., Jankins D., Lupton W.H., Vitkovitsky J.M. Pulsed High-Voltage and high-current outputs from Homopolar Energy Storage System // Review Scientific instruments. 1981. V. 52, no. 5. P. 694-697. doi: 10.1063/1.1136665
22. Koltern W.J., Jamet F. Electric Energy Gun technology: Status of the French-German-Netherlands Programme // IEEE Transaction on Magnetics. 1999. V. 35, no. 1. P. 25-39. doi: 10.1109/20.738370
23. Rashleigh S.C., Marshall R.A. Electromagnetic accelerator of macroparticles to high velocities // Journal of Applied Physics. 1978. V. 48, no. 4. P. 2540-2552. doi: 10.1063/1.325107
24. Delsasso L.A. Japanese Experiments with the Electromagnetic Gun // U.S. Army Technical Intelligence. 1946. V. 17. P. 123-186.
25. Швецов Г.А., Титов В.М., Анисимов Г.А. Рельсотронные ускорители макрочастиц Ч. 1. Общие характеристики // Доклады четвертой международной конференции по генерации мегагауссных полей и родственными экспериментам. США. Санта-Фе, 1986. С. 98-123.
26. Дробышевский Э.М., Жуков Б.Г., Куракин Р.О., Розов С.И., Белобородый М.В., Латыпов В.Г. Роль пинч-эффекта в высокоскоростном металлическом контакте с большим током // Письма в Журнал технической физики. 1999. Т. 25, № 6. С. 89-94.
27. Швецов Г.А., Титов В.М., Анисимов Г.А. Рельсотронные ускорители макрочастиц Ч. 2. Общие характеристики // Доклады четвертой международной конференции по генерации мегагауссных полей и родственными экспериментам. США. Санта-Фе, 1986. С. 140-156.

28. Barton R.J., Goldstein S.A., Tidman D.A., Wang S.G., Winsor N.K., Witherpoon F.D. EMET Technology for Rail Launchers // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1410-1415. doi: 10.1109/tmag.1986.1064670
29. Башкатов Ю.Л., Швецов Г.А. Общие энергетические соотношения в рельсотронных ускорителях твёрдых тел // *Прикладная механика и техническая физика*. 1987. Т. 28, № 2 (162). С. 166-171.
30. Чистяков В.П., Швецов Г.А. О критической плотности тока в рельсотронных ускорителях с плазменным поршнем // *Прикладная механика и техническая физика*. 1988. Т. 29, № 1 (167). С. 20-27.
31. Носов Г.В. Определение параметров рельсотронов. Ч. 1. Расчёт при постоянной плотности тока // *Известия Томского политехнического университета*. 2013. Т. 322, № 4. С. 65-69.
32. Носов Г.В. Определение параметров рельсотронов. Ч. 2. Расчёт при синусоидальном токе // *Известия Томского политехнического университета*. 2013. Т. 322, № 4. С. 70-74.
33. Носов Г.В., Лусс А.А. Определение параметров рельсотронов. Ч. 3. Расчёт при периодических не синусоидальных токах // *Известия Томского политехнического университета*. 2013. Т. 323, № 4. С. 95-100.
34. Davidson R.F., Cook W.A., Robem D.A., Schnurr N.S. Predicting Bore Deformation and Launcher Stresses in Railgun // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1435-1440. doi: 10.1109/tmag.1986.1064668
35. Kotas J.F., Buderjahn C.A., Littman F.D. A Parametric Evaluation of Railgun Augmentation // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1987. V. 22, no. 6. P.1573-1577. doi: 10.1109/tmag.1986.1064729
36. Peterson D.R., Weeks D.A., Zowarka R.S., Cook R.W., Weldon W.F. Testing of a High Performance, Precision-Bore Railgun // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1662-1668. doi: 10.1109/tmag.1986.1064655
37. Marshall R.A. Structure of Plasma Armature of Railgun // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1609-1612. doi: 10.1109/tmag.1986.1064672
38. Kawashima N., Yamori A., Kohno M., Kubo H., Teii S., Himeno S. Electrothermal Accelerators A brief overview on the work performed within the trilateral European Electric Gun Program // *Proceedings of 5th European Symposium on Electromagnetic Launch Technology*. 1995. V. 2. P. 293-301.
39. Parker J.V. Why Plasma Armature Railguns don't work (and what can be done about it) // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1989. V. 25, no. 1. P. 418-424. doi: 10.1109/20.22574
40. Postnikov B.V., Fomichev V.P., Fomin V.M. Two-Stage Railgun Pinched Plasma Armature // *IEEE Transactions on Magnetics*. 2002. V. 39, no. 1. P. 4-11.
41. Shurupov A.V., Lebedev E.F., Luzganov S.N., Ostashev V.E., Polistchuk V.P., Fortov V.E. Extreme Regimes of Railgun Launcher with Plasma Armature // *IEEE Transactions on Magnetics*. 2002. V. 28, no. 2. P. 36-41.
42. Жуков Б.Г., Куракин Р.О., Сахаров В.А., Бобашев С.В., Поняев С.А., Резников Б.И., Розов С.И. Малогабаритный рельсовый ускоритель диэлектрических твердых тел мм-размера // *Письма в ЖТФ*. 2013. Т. 39, № 12. С. 63-70.
43. Карцев В.П. Магнит за три тысячелетия. М.: Энергоатомиздат, 1988. 268 с.
44. Kapiza P., Kostenko M. Electrical Impuls Generator: British patent no. 254, 349. Application date: Dec. 30, 1924. Complate accepted: June 20. 1926.
45. Snow W.R., Dunbar R.S., Kulby J.A., O'Neil G.R. Mass driver two: A status report // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1982. V. 18, no. 1. P. 127-134. doi: 10.1109/tmag.1982.1061777
46. Liao M., Zabar Z., Gzarkowski D., Levi E., Birenaum L. On the Design of a Coilgun as a rapid-Fire Grenade Launcher // *IEEE Transaction of Magnetics*. 1999. V. 35, no. 1. P. 148-153. doi: 10.1109/20.738393
47. Васильев Е.В. Многоступенча-

тый ускоритель с бегущим переключением соленоидов: патент РФ № 2267074; опубл. 27.12.2005; бюл. № 36.

48. Сухачев К.И., Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Воронов К.Е. Резонансный электромагнитный ускоритель: патент РФ № 2466340; опубл. от 10.11.2012; бюл. № 31.

49. Сухачев К.И., Сёмкин Н.Д., Пияков А.В. Повышение эффективности резонансного электромагнитного ускорителя // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2013. Т. 16, № 4. С. 63-68.

50. Сухачев К.И., Сёмкин Н.Д. Анализ возможностей катушечного электромагнитного ускорителя для разгона ферромагнитных частиц // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). 2013. № 3(41), ч. 1. С. 235-247.

51. Сухачев К.И., Сёмкин Н.Д., Пияков А.В., Воронов К.Е. Резонансный метод ускорения немагнитных материалов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). 2012. № 2(33). С. 126-132.

52. Bresie D.A., Bacon J.L., Kennington K.S., Ingram S.K., Weeks A.A. SPEAR coilgun // IEEE Transaction of Magnetics. 1995. V. 31, no. 1. P. 467-472. doi: 10.1109/20.364645

53. Weh H., May H. Electromagnetic accelerator in flat coil arrangement: Patent US № 5294850. Mar. 15. 1994.

54. Kolm H., Mongean P. Basic principles of coaxial launch technology // IEEE Transaction of Magnetics. 1984. V. 20, no. 2.

P. 227-230. doi: 10.1109/tmag.1984.1063050

55. Stollenwerk E.J., Perry R.W. Preliminary planning for a hypervelocity aerolalistic range at AEPС // AGAPDograph. 1959. V. 32. P. 200.

56. Физика быстропротекающих процессов. Т. 2 / под ред. Н.А. Златина. М.: Мир, 1971. 252 с.

57. Massey D.W., Tidman D.A., Goldstein S., Napier P. Experiments with a 0,5 Megajoule Electric Gun System for fairing hypervelocity Projectiles from plasma cartridges // Final Report GTD 86-1. GT-Devices. Alexandria. VA. 1986. P. 150-154.

58. Техника гиперзвуковых исследований: сб. статей. М.: Мир, 1964. 524 с.

59. Говелл В.Ж., Опп В.Р., Крилл А.М. Использование электрических разрядов в лёгком газе для увеличения скорости движения модели, сообщаемой ей газовой пушкой. М.: Машиностроение, 1965. 384 с.

60. Герасимов Д.Ю., Сивков А.А. Коаксиальный магнитоплазменный ускоритель: патент РФ № 2498542; опубл. 10.11.2013; бюл. № 31.

61. Сивков А.А. Гибридная электромагнитная система метания твёрдых тел // Прикладная механика и техническая физика. 2001. Т. 42, № 1(245). С. 3-12.

62. Hawke R.S., Dixon W.R., Kang S.W., McCallen R.C., Susoeff A.R., Assay J.R., Shahinpoor M. The Importance of high injection velocity to reduce plasma armature growth and drag in hypervelocity railguns // Proceedings of the 14th international conference on Plasma science. Arlington. VA. USA. 1987. P. 122-143.

63. Hamilton G. Electromagnetic Launcher Facility Begins Operation in California // Aviation Week and Space Technology. 1986. V. 124, no. 4. P. 92-112.

### Информация об авторах

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, заведующий кафедрой конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический

университет имени академика С. П. Королева (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: системы управ-

ления движением, физика высокоскоростного удара.

**Сухачёв Кирилл Игоревич**, аспирант кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kir.sukhachev@gmail.com](mailto:kir.sukhachev@gmail.com). Область научных интересов: системы управления движением, физика высокоскоростного удара.

**Дорофеев Александр Сергеевич**, аспирант кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [alexandr.dorofeev.ikp@yandex.ru](mailto:alexandr.dorofeev.ikp@yandex.ru). Область научных интересов: системы управления движением, физика высокоскоростного удара.

## METHODS AND MEANS OF ACCELERATING PARTICLES OF NATURAL AND TECHNOGENIC ORIGIN

© 2015 N. D. Semkin, K. I. Sukhachev, A. S. Dorofeev

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Various types of accelerators of solid particulates of natural and technogenic origin are analyzed in the paper. We consider the structure and principles of operation of micron- and millimeter-scale accelerators with the center of velocity distribution of about 20 km/s: electrostatic, electromagnetic, pulsed, rail electromagnetic, solenoid coil and electric-gas dynamics, combined installations. Light-gas, explosive, gas discharge and electromagnetic accelerators with different principles of action are reviewed. The focus is on the electromagnetic techniques of acceleration that are most promising for acceleration of macrobodies to superelevities. The advantages and disadvantages of different types of accelerators of solids are pointed out. The usability of different designs of accelerators to simulate collisions of orbital meteorite particles and space debris with the surface of the spacecraft is analyzed. Problems emerging in the construction and operation of accelerators of various types are specified and solutions to these problems are presented. The results of experiments in the acceleration of solid micron- and millimeter-wave solids using accelerators of various types and methods of structural optimization of particle accelerators with a view to increasing their efficiency and the speed of the accelerated body are presented. The evolution of accelerators and the main directions of their further improvement are shown.

*Mass driver, coil accelerator, resonant accelerator, electric-discharge accelerator, throwing particles of natural and technogenic origin, hyperelevity acceleration of solid particulates, accelerators, operating principles, design, efficiency.*

### References

1. Manzon B.M. Acceleration of macroparticles for controlled thermonuclear fusion. *Soviet Physics Uspekhi*. 1981. V. 24, Iss. 8. P. 662-678. doi: 10.1070/PU1981v024n08ABEH004832
2. Harrison E.R. Alternative Approach to the Problem of Producing Controlled Thermonuclear Power. *Physical Review Letters*. 1963. V. 11, Iss. 12. P. 535-537. doi:10.1103/physrevlett.11.535
3. Friichtenicht J.F. Two-million-Volt electrostatic accelerator for hyperelevity research. *Review of Scientific Instruments*. 1962. V. 33, Iss. 2. P. 209-212. doi: 10.1063/1.1746548
4. Hasegawa S., Fujiwara A., Morishige K., Yano H., Nishimura T., Sasaki S., Hamabe Y., Ohashi H., Nogami K., Kawamura T., Iwai T., Kobayashi K., Shibata H. Microparticle acceleration for hyperelevity experiments by A 3.75MV van de Graaff accelerator and a 100KV electrostatic accelerator in Japan. *International Journal of Impact Engineering*. 2001. V. 26, Iss. 1-10. P. 299-308. doi: 10.1016/s0734-743x(01)00098-7
5. Friichtenicht J.F. Micrometeoroid

simulation using nuclear accelerator techniques. *Nuclear Instruments and Methods*. 1964. V. 28, Iss. 1. P. 70-78. doi: 10.1016/0029-554x(64)90351-9

6. Becker D.G., Friichtenicht J.F. Measurement and Interpretation of the Luminous efficiencies of Iron and Copper Simulated micrometeors. *The Astrophysical Journal*. 1971. V. 166. P. 699-716. doi: 10.1086/150994

7. Becker D.G., Friichtenicht J.F., Hamermesh B., Langmuir R.V. Variable-Ferquense Radially-Stable Micrometeoroid Accelerator. *Review of Scientific Instruments*. 1965. V. 36. P. 1480-1481. doi: 10.1063/1.1719360

8. Sukhachev K.I., Semkin N.D., Piyakov A.V. Dust particle accelerator pulse. *Fizika volnovykh protsessov i radiotekhnicheskie sistemy*. 2013. V. 16, no. 2. P. 70-78. (In Russ.)

9. Sukhachev K.I., Semkin N.D., Piyakov A.V. *Impul'snyy uskoritel' tverdykh chastits* [Pulsed accelerator of solid particles]. Patent RF, no. 2523666, 2014. (Publ. 20.07.2014, bull. no. 20).

10. Semkin N.D., Piyakov A.V., Voronov K.E., Pomel'nikov R.A. *Uskoritel' vysokoskorostnykh tverdykh chastits* [High-speed solid-particle acceleratorelerator high solids]. Patent RF, no. 2205525, 2003. (Publ. 27.05.2003, bull. no. 15).

11. Semkin N.D., Piyakov A.V., Piyakov I.V., Sukhachev K.I. *Uskoritel' vysokoskorostnykh tverdykh chastits* [Acceleratorofhigh-speed solid particles]. Patent RF, no. 2447626, 2010. (Publ. 10.04.2012, bull. no. 10).

12. Semkin N.D., Piyakov A.V., Piyakov I.V., Kashtanov E.V. *Tsiklicheskiy uskoritel' pylevykh zaryazhennykh chastits* [Charged dust particle cyclic accelerator]. Patent RF, no. 2456781, 2012. (Publ. 20.07.2012, bull. no. 20).

13. Akishin A.I., Novikov L.S. *Metodika i oborudovanie imitatsionnykh ispytaniy materialov kosmicheskikh apparatov* [Methods and equipment for simulation tests of spacecraft materials]. Moscow: Moscovskiy universitet Publ., 1990. 90 p.

14. Semkin N.D., Piyakov A.V., Voronov K.E., Shepelev S.M., Bogoyavlenskii N.L. A Charged Dust Particle Injector. *Instruments and Experimental Techniques*. 2006. V. 49, Iss. 3. P. 440-445. doi:10.1134/s0020441206030262

15. Semkin N.D., Piyakov A.V., Bragin V.V., Vidmanov A.S., Sukhachev K.I. *Istochnik zaryazhennykh pylevykh chastits* [The source of charged dust particles]. Patent RF, no. 136668, 2014. (Publ. 10.01.2014, bull. no.1).

16. Holland L.D. The DES railgan facility at CEM-UT. *IEEE Transaction on Magnetics*. 1984. V. 20, Iss. 2. P. 256-269. doi.org/10.1109/tmag.1984.1063047

17. Semkin N.D., Voronov K.E., Telegin A.M., Izyumov M.V., Sukhachev K.I. Modeling of debris particles with electromagnetic and electroplasma accelerator. *Phisycs of Wave Processes and Radio Systems*. 2012. V. 14, no. 1. P. 79-85 (In Russ.)

18. Fowler C.M., Peterson D.R., Caird R.S., Erickson D.J., Freeman B.I., King J.C. Explosive flux compression for railgun power sources. *IEEE Transaction on Magnetics*. 1982. V. 18, Iss. 1. P. 64-67. doi: 10.1109/tmag.1982.1061778

19. Anisimov A.G., Bashkatov Yu.L., Shvetsov G.A. Explosive magnetic generators for power railgun accelerators. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1986. V. 22, no. 4. P. 457-462. doi: 10.1007/BF00862892

20. Cowan M. Pulsed power for electromagnetic launching. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1982. V. 18, no. 1. P. 145-150. doi: 0.1109/tmag.1982.1061774

21. Ford R.D., Jankins D., Lupton W.H., Vitkovitsky J.M. Pulsed High-Voltage and high-current outputs from Homopolar Energy Storage System. *Review Scientific instruments*. 1981. V. 52, no. 5. P. 694-697. doi: 10.1063/1.1136665

22. Koltern W.J., Jamet F. Electric Energy Gun technology: Status of the French-German-Netherlands Programme. *IEEE Transaction on Magnetics*. 1999. V. 35, no. 1. P. 25-39. doi: 10.1109/20.738370

23. Rashleigh S.C., Marshall R.A.

- Electromagnetic accelerator of macroparticles to high velocities. *Journal of Applied Physics*. 1978. V. 48, no. 4. P. 2540-2552. doi: 10.1063/1.325107
24. Delsasso L.A. Japanese Experiments with the Electromagnetic Gun. *U.S. Army Technical Intelligence*. 1946. V. 17. P. 123-186.
25. Shvetsov G.A., Titov V.M., Anisimov G.A. Railgun accelerators particulates Part 1. General characteristics. *Report of the Fourth International Conference on generating Megagauss fields and related experiments*. USA. Santa Fe, 1986. P. 98-123. (In Russ.)
26. Drobyshevskii E.M., Zhukov B.G., Kurakin R.O., Rozov S.I., Beloborodyy M.V., Latypov V.G. Role of the pinch effect in a high-velocity metallic contact with a high current. *Technical Physics Letters*. 1999. V. 25, no. 3. P. 245-247.
27. Shvetsov G.A., Titov V.M., Anisimov G.A. Railgun accelerators particulate Part 2. General characteristics. *Report of the Fourth International Conference on generating Megagauss fields and related experiments*. USA. Santa Fe, 1986. P. 140-156. (In Russ.)
28. Barton R.J., Goldstein S.A., Tidman D.A., Wang S.G., Winsor N.K., Witherpoon F.D. EMET Technology for Rail Launchers. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1410-1415. doi: 10.1109/tmag.1986.1064670
29. Bashkatov Yu.L., Shvetsov G.A. General energy relations for rail guns. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 1987. V. 28, no. 2. P. 316-320. doi: 10.1007/BF00918741
30. Chistyakov V.P., Shvetsov G.A. Critical current density in rail accelerators with a plasma piston. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 1988. V. 29, no. 1. P. 19-25. doi: 10.1007/BF00909685
31. Nosov G.V. Defining the parameters of the railgun. Part 1. Calculation at constant current density. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*. 2013. V. 322, no. 4. P. 65-69 (In Russ.)
32. Nosov G.V. Defining the parameters of the railgun. Part 2. Calculation of a sinusoidal current. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*. 2013. V. 322, no. 4. P. 70-74 (InRuss.)
33. Nosov G.V., Luss A.A. Defining the parameters of the railgun. Part 3. Calculation of non-sinusoidal currents with periodic. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*. 2013. V. 323, no. 4. P. 95-100 (InRuss.)
34. Davidson R.F., Cook W.A., Robem D.A., Schnurr N.S. Predicting Bore Deformation and Launcher Stresses in Railgun. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1435-1440. doi: 10.1109/tmag.1986.1064668
35. Kotas J.F., Buderjahn C.A., Littman F.D. A Parametric Evaluation of Railgun Augmentation. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1987. V. 22, no. 6. P. 1573-1577. doi: 10.1109/tmag.1986.1064729
36. Peterson D.R., Weeks D.A., Zowarka R.S., Cook R.W., Weldon W.F. Testing of a High Performance, Precision-Bore Railgun. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1662-1668. doi: 10.1109/tmag.1986.1064655
37. Marshall R.A. Structure of Plasma Armature of Railgun. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1986. V. 22, no. 6. P. 1609-1612. doi: 10.1109/tmag.1986.1064672
38. Kawashima N., Yamori A., Kohno M., Kubo H., Teii S., Himeno S. Electrothermal Accelerators A brief overview on the work performed within the trilateral European Electric Gun Program. *Proceedings of 5th European Symposium on Electromagnetic Launch Technology*. 1995. V. 2. P. 293-301.
39. Parker J.V. Why Plasma Armature Railguns don't work (and what can be done about it). *IEEE Transaction of Magnetics*. 1989. V. 25, no. 1. P. 418-424. doi: 10.1109/20.22574
40. Postnikov B.V., Fomichev V.P., Fomin V.M. Two-Stage Railgun Pinched Plasma Armature. *IEEE Transactions on Magnetics*. 2002. V. 39, no. 1. P. 4-11.
41. Shurupov A.V., Lebedev E.F., Luzganov S.N., Ostashev V.E., Polistchuk V.P., Fortov V.E. Extreme Regimes of Railgun Launcher with Plasma Armature. *IEEE*

*Transactions on Magnetics*. 2002. V. 28, no. 2. P. 36-41.

42. Zhukov B.G., Kurakin R.O., Sakharov V.A., Bobashev S.V., Ponyaev S.A., Reznikov B.I., Rozov S.I. Synchronous acceleration of two millimeter-sized bodies up to hypersonic velocities in a multichannel railgun. *Technical Physics Letters*. 2013. V.39, no. 12. P. 1057-1059.

doi: 10.1134/S1063785013120146

43. Kartsev V.P. *Magnit za tri tysyacheletie* [Magnet for three millennia]. Moscow: Energoatomizdat Publ., 1988. 268 p.

44. Kapiza P., Kostenko M. Electrical Impuls Generator. British patent № 254, 349. Application date: Dec. 30, 1924. Complite accepted: June 20.1926.

45. Snow W.R., Dunbar R.S., Kulby J.A., O'Neil G.R. Mass driver two: A status report. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1982. V. 18, no. 1. P. 127-134.

doi: 10.1109/tmag.1982.1061777

46. Liao M., Zabar Z., Gzarkowski D., Levi E., Birenaum L. On the Design of a Coilgun as a rapid-Fire Grenade Launcher. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1999. V. 35, no. 1. P. 148-153. doi: 10.1109/20.738393

47. Vasil'ev E.V. *Mnogostupenchatyy uskoritel' s begushchim pereklyucheniem solenoidov* [Multistage accelerator with series commutation of solenoids]. Patent RF, no. 2267074, 2005. (Publ. 27.12.2005, bull. no. 36).

48. Sukhachev K.I., Semkin N.D., Piyakov A.V., Voronov K.E. *Rezonansnyy elektromagnitnyy uskoritel'* [Resonance electromagnetic accelerator]. Patent RF, no. 2466340, 2012. (Publ. 10.11.2012, bull. no. 31).

49. Sukhachev K.I., Semkin N.D., Piyakov A.V. Increase of efficiency of the resonant electromagnetic accelerator. *Physics of Wave Processes and Radio Systems*. 2013. V. 16, no. 4. P. 63-68 (In Russ.)

50. Sukhachev K.I., Semkin N.D. Analysis of potentialities of coil electromagnetic accelerators for the accelerating of ferromagnetic particles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3(41),

part 1. P. 235-247 (In Russ.)

51. Sukhachev K.I., Semkin N.D., Piyakov A.V., Voronov K.E. Resonant method of accelerating non-magnetic materials. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 2(33). P. 126-132. (In Russ.)

52. Bresie D.A., Bacon J.L., Kennington K.S., Ingram S.K., Weeks A.A., SPEAR coilgun. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1995. V. 31, no. 1. P. 467-472. doi: 10.1109/20.364645

53. Weh H., May H. Electromagnetic accelerator in flat coil arrangement: Patent US № 5294850. Mar. 15. 1994.

54. Kolm H., Mongean P. Basic principles of coaxial launch technology. *IEEE Transaction of Magnetics*. 1984. V. 20, no. 2. P. 227-230. doi: 10.1109/tmag.1984.1063050

55. Stollenwerk E.J., Perry R.W. Preliminary planning for a hypervelocity aerolalistic range at AEPC. *AGAPDograph*. 1959. V. 32. P. 200.

56. *Fizika bystroprotekayushchikh protsessov. T. 2* [Physics of fast processes. V.2]. Moscow: Mir Publ., 1971. 252 p.

57. Massey D.W., Tidman D.A., Goldstein S. and Napier P. Experiments with a 0,5 Megajoule Electric Gun System for fairing hypervelocity Projectiles from plasma cartridges. *Final Report GTD 86-1. GT-Devices. Alexandria. VA*. 1986. P. 150-154.

58. *Tekhnika giperzvukovykh issledovaniy: sb. statey* [A technique of hypersonic investigations]. Moscow: Mir Publ., 1964. 524 p.

59. Govell V.Zh., Orr V.R., Krill A.M. *Ispol'zovanie elektricheskikh razryadov v legkom gaze dlya uvelicheniya skorosti dvizheniya modeli, soobshchaemoy ey gazovoy pushkoy* [Using electrical discharges in a light gas to increase the speed imparted to the model by a gas gun]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1965. 384 p.

60. Gerasimov D.Yu., Sivkov A.A. *Koaksial'nyy magnitoplazmennyy uskoritel'* [Coaxial magneto plasma accelerator]. Patent RF, no. 2498542, 2013. (Publ. 10.11.2013, bull. no. 31).

61. Sivkov A.A. Hybrid Electromag-

netic System for Acceleration of Solids. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2001. V. 42, no. 1. P. 1-9.

62. Hawke R.S., Dixon W.R., Kang S.W., McCallen R.C., Susoeff A.R., Assay J.R., Shahinpoor M. The Importance of high injection velocity to reduce plasma armature growth and drag in hypervelocity railguns.

*Proceedings of the 14th international conference on Plasma science*. Arlington. VA, USA. 1987. P. 122-143.

63. Hamilton G. Electromagnetic Launcher Facility Begins Operation in California. *Aviation Week and Space Technology*. 1986. V. 124, no. 4. P. 92-112.

#### **About the authors**

**Semkin Nikolay Danilovich**, Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of Research: motion control systems, physics of high-velocity impact.

**Sukhachev Kirill Igorevich**, postgraduate student, the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University,

Samara, Russian Federation. E-mail: [kir.sukhachev@gmail.com](mailto:kir.sukhachev@gmail.com). Area of Research: motion control systems, physics of high-velocity impact.

**Dorofeev Alexander Sergeevich**, postgraduate student, the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [alexandr.dorofeev.ikp@yandex.ru](mailto:alexandr.dorofeev.ikp@yandex.ru). Area of Research: motion control systems, physics of high-velocity impact.

УДК 615.84

## ИССЛЕДОВАНИЕ СФИГМОГРАФИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПУЛЬСОВОЙ ВОЛНЫ

© 2015 А. А. Федотов, А. С. Акулова

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

В статье предложена структурная схема измерительного преобразователя пульсовой волны, реализованного с использованием метода компрессионной сфигмографии. На основе проведённых исследований экспериментального образца предлагаемого измерительного преобразователя с участием 45 добровольцев была определена оптимальная величина нагнетаемого в компрессионную манжету давления, лежащая в диапазоне 80-120 мм рт.ст., и динамический диапазон амплитуды регистрируемого сигнала пульсовой волны, составивший 20 дБ. Проведено математическое моделирование сигналов пульсовой волны и дыхательной помехи, на основе которого произведён выбор оптимальных параметров цифрового фильтра верхних частот и определена величина частоты среза аналогового фильтра верхних частот. В ходе метрологических исследований разработанного измерительного преобразователя определена величина инструментальной погрешности измерения амплитудно-временных характеристик пульсовой волны, величина которой не превышает 1,5% – для измерения длительности межпульсовых интервалов и 2,3% – для измерения амплитуды.

*Сфигмография, погрешность, измерительный преобразователь, пульсовая волна.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-192-199

### Введение

Регистрация и обработка сигнала пульсовой волны находит широкое применение в инструментальных системах кардиологической диагностики для мониторинга частоты сердечных сокращений, артериального давления крови и исследования гемодинамических процессов в артериальном русле человека [1, 2].

Существующие методы регистрации пульсовой волны можно разделить на сфигмографические и плетизмографические. Плетизмографические системы осуществляют регистрацию и обработку сигнала изменения пульсового кровенаполнения участка тела или сосуда. Сфигмографические измерительные средства обеспечивают преобразование механических колебаний стенки артерии в выходной информационный сигнал [3]. Методы сфигмографии широко используются в приборах автоматического измерения артериального давления крови, системах артериографии. Различают два основных варианта реализации сфигмографического метода: аппланационная сфигмография и

компрессионная (объёмная) сфигмография [4].

Реализация метода аппланационной сфигмографии заключается в частичном сдавливании поверхностно залегающей артерии с одновременной регистрацией при помощи пьезорезистивного датчика давления пульсовой волны. Недостатки метода аппланационной сфигмографии заключаются в сложности позиционирования датчика над местом проекции артерии и в необходимости дозирования усилий по сдавливанию артерии.

Наиболее распространенным и клинически эффективным методом регистрации пульсовой волны является компрессионная сфигмография, основанная на использовании пневматической манжеты в качестве воспринимающего элемента изменений колебаний артериального сосуда [4]. Реализация данного метода заключается в наложении на сегмент конечности пневматической манжеты, связанной с измерительным преобразователем (ИП) пульсовой волны. В пневмосистему закачивается воздух, что вызывает постепен-

ное повышение давления в манжете, при этом датчик давления регистрирует колебания артерии. Взаимодействие давлений в артериальном сосуде и в манжете приводит к формированию компрессионной осциллограммы.

Данная статья посвящена практическим вопросам разработки структуры и анализу основных параметров сфигмографического ИП пульсовой волны.

## 1. Материалы и методы

Основным элементом сфигмографического ИП пульсовой волны является датчик давления, который под воздействием измеряемой артериальной пульсации крови формирует на выходе эквивалентный сигнал, как правило, электрической природы, являющийся функцией измеряемого биосигнала пульсовой волны.

На рис. 1 представлен предлагаемый вариант структурного построения сфиг-

мографического ИП: Д – датчик давления; ИУ – инструментальный усилитель; УПН1 – усилитель переменного напряжения; СД – синхронный детектор; ФВЧ – фильтр верхних частот; УБ – устройство бланкирования; УПН2 – регулируемый усилитель переменного напряжения; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; МК – микроконтроллер; ПК – персональный компьютер.

Характеристики входных каскадов ИП в значительной степени определяются амплитудой помех и шумов, искажающих полезный сигнал, поэтому к элементной базе первичного аналогового тракта предъявляются жесткие требования: высокое входное сопротивление измерительных усилителей, большой коэффициент ослабления синфазных помех, малый уровень шумов, линейность характеристик в большом динамическом диапазоне изменения входных сигналов.

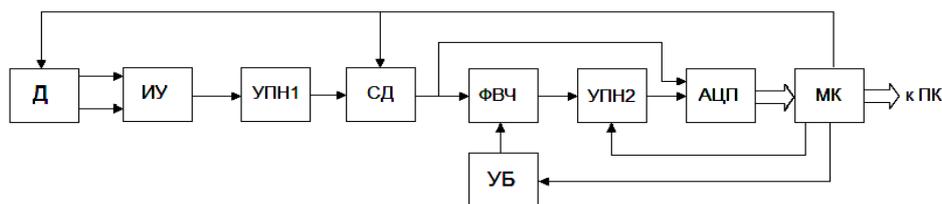


Рис. 1. Структурная схема сфигмографического ИП пульсовой волны

Схема включения датчика давления представляет собой мостовую схему Уитстона, для питания которой используется последовательность высокочастотных прямоугольных импульсов, формируемых микроконтроллером. Использование переменного тока для питания схемы включения датчика давления способствует уменьшению фоновых шумов и улучшению соотношения сигнал/шум. Дифференциальный сигнал мостовой схемы регистрируется и усиливается с помощью ИУ.

Выходной сигнал ИУ представляет собой квазипостоянный сигнал напряжения с незначительными пульсациями давления и содержит информацию об уровне давления в пневматической манжете. Напряжение с выхода ИУ поступает на

УПН1 для дополнительного усиления сигнала перед поступлением на вход синхронного детектора. Усиленный импульсный сигнал с выхода УПН1 поступает на СД, где происходит выделение напряжения, пропорционального сигналу пульсовой волны. Синхронный детектор состоит из последовательно соединённого умножителя и ФНЧ. На входы умножителя поступают амплитудно-импульсный модулированный сигнал и сигнал опорной последовательности прямоугольных импульсов; ФНЧ выделяет огибающую сигнала.

Сигнал с выхода СД поступает на первый канал АЦП для контроля уровня давления в манжете со стороны МК и на вход ФВЧ, который предназначен для выделения переменного сигнала

пульсовой волны на фоне постоянного сигнала высокого уровня. В силу высокой инерционности ФВЧ усилитель УПН2 может находиться в состоянии насыщения в течение относительно длительного интервала времени, что приведёт к заметным искажениям биосигнала. Для сокращения переходных процессов вводится УБ, представляющее собой аналоговый коммутатор, управляемый сигналами с микроконтроллера. При насыщении выхода УПН2 микроконтроллер будет переключать в открытое состояние коммутатор. В силу того, что величина сопротивления открытого ключа коммутатора намного меньше, чем сопротивления резистора в пассивном RC-фильтре, то будет достигнуто значительное сокращение длительности переходного процесса.

Переменный сигнал напряжения с выхода ФВЧ поступает на регулируемый УПН2, который обеспечивает дополнительное усиление сигнала и согласование динамического диапазона аналогового тракта регистрации сигнала с динамическим диапазоном АЦП. Сигнал с выхода УПН2 подается на второй канал АЦП и далее поступает на микроконтроллер. После преобразования в цифровую форму микроконтроллер по заданным алгоритмам осуществляет цифровую фильтрацию и обработку зарегистрированного биосигнала.

Центральным элементом ИП является микроконтроллер, выполняющий одновременно функции формирования импульсов питания мостовой схемы включения датчика давления, автоматической регулировки усиления сигнала, аналого-цифрового преобразования сигналов, первичной цифровой обработки и передачи оцифрованных отсчётов биосигнала в персональный компьютер.

Уровень давления, создаваемого в пневматической манжете, определяет величину амплитуды выходного сигнала. Известно, что при величине давления в манжете, равного среднему артериальному давлению человека, амплитуда артери-

альной пульсации крови достигает своего максимума [4]. В силу индивидуальных особенностей сосудистого тонуса человека величина амплитуды пульсовой волны подвержена внутригрупповой вариабельности.

Для определения достаточной с точки зрения соотношения сигнал/шум величины создаваемого в манжете давления необходимо провести исследование изменения этого соотношения на выходе первичного ИП от величины давления в манжете для выборки людей разного возраста, пола и состояния артериальных сосудов. С этой целью был спроектирован испытательный стенд, содержащий пьезорезистивный датчик давления, мостовую схему включения, источник питания и ИУ. В измерении приняло участие 45 человек (28 мужчин и 17 женщин) в возрасте от 15 до 70 лет с различными анатомическими особенностями строения верхних конечностей.

## 2. Результаты

ИУ реализован на основе прецизионного усилителя AD623 с малым уровнем шумов (величина входного тока смещения не превышает 75 пКА, максимальное входное напряжение смещения не более 50 мкВ). В качестве первичного преобразователя использовался кремниевый пьезорезистивный датчик в интегральном исполнении MPX2053 Freescale Semiconductor, обладающий высокой чувствительностью, хорошей линейностью при измерении давлений от 0 до 300 мм рт.ст. и практически линейной частотной характеристикой в диапазоне от 0 до 200 Гц. Уровень шумов регистрировался на выходе ИУ при нулевом давлении в манжете с помощью прецизионного компьютерного осциллографа по методике peak-to-peak.

На рис. 2 приведена зависимость изменения коэффициента отношения сигнал/шум  $K_{s/n}$  от величины создаваемого в манжете давления  $P$ . Для каждого значения нагнетаемого давления в манжете определялась выборка значений коэффициентов отношения сигнал/шум.

Анализ зависимостей показал, что коэффициент отношения сигнал/шум увеличивается с ростом давления. При достижении величины давления в манжете выше среднего артериального давления наблюдается уменьшение амплитуды пульсовой волны и, следовательно, уменьшение коэффициента отношения сигнал/шум. Если ограничить величину коэффициента отношения на уровне не менее 20 дБ, то величина нагнетаемого давления в манжете должна находиться в диапазоне 80 – 120 мм рт.ст.

Вариабельность амплитуды пульсовой волны предъявляет определённые требования к построению аналогового тракта ИП и обуславливает необходимость использования усилителей с автоматической регулировкой усиления, имеющих высокую степень линейности в широком динамическом диапазоне. Проведённые исследования показали, что динамический диапазон изменения амплитуды при сфигмографической регистрации пульсовой волны не превышает 20 дБ.

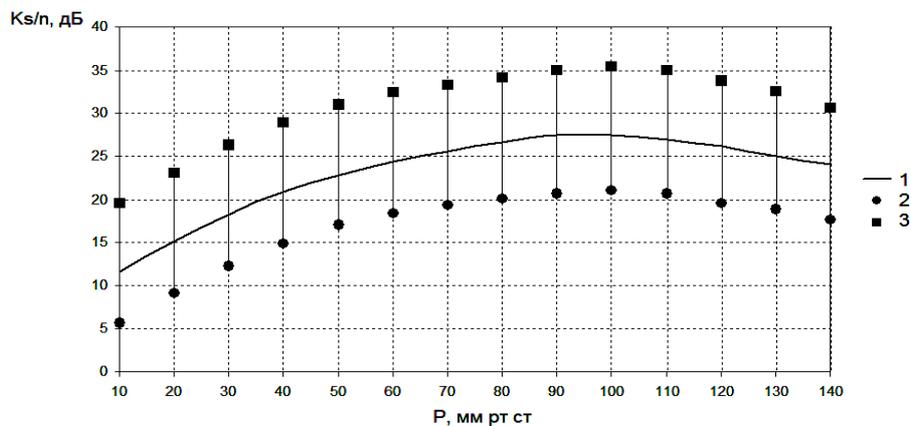


Рис. 2. Зависимость изменения коэффициента отношения сигнал/шум  $K_{s/n}$  от величины давления в пневматической манжете  $P$  (1 – медиана; 2 – 10-й перцентиль; 3 – 90-й перцентиль)

Фильтр верхних частот предназначен для выделения переменного сигнала пульсовой волны на фоне постоянного сигнала высокого уровня. Использование ФВЧ позволяет также и ослабить влияние помех дыхательной природы, искажающих изолинию сигнала. Интенсивное и глубокое дыхание человека при регистрации пульсовой волны может вызвать сильное увеличение амплитуды сигнала и привести к насыщению усилительных каскадов. ФВЧ должен ослаблять влияние дрейфа изолинии, но при этом не должно происходить искажения биосигнала.

Для определения оптимальных параметров фильтрации пульсовой волны применялись модельные сигналы, полученные в результате математического моделирования гемодинамических процессов распространения пульсаций давления по артериальному руслу [5]. Для описания

сигнала помехи использовался гармонический сигнал, частота которого соответствует диапазону физиологической адекватности интенсивности дыхания человека. Для количественной оценки соответствия модельного сигнала после этапов высокочастотной фильтрации определялся коэффициент искажения:

$$\delta = \frac{\sum_{i=1}^N [U_f(i) - U(i)]^2}{\sum_{i=1}^N U^2(i)},$$

где  $i$  – номер отсчёта;  $N$  – количество отсчётов в рассматриваемых фрагментах сигнала;  $U_f(i)$  – отсчёт модельного сигнала после этапов фильтрации;  $U(i)$  – отсчёт модельного сигнала до фильтрации.

На рис. 3 приведены зависимости изменения коэффициента искажения  $\delta$  и относительной амплитуды помехи  $B_m$  в зависимости от частоты среза ФВЧ при различных значениях частоты дыхания человека  $f_{br}$ .

Анализ полученных данных показывает, что увеличение частоты среза ФВЧ приводит к увеличению коэффициента искажения биосигнала и уменьшению относительной амплитуды помехи. Если ограничить требования к величине коэффициента искажения сигнала на уровне 0,1, то требуемая частота среза ФВЧ не должна превышать 0,2 Гц. Однако данное значение частоты среза не обеспечивает достаточного подавления помехи, что обуславливает необходимость дополни-

тельной обработки на основе методов цифровой частотной фильтрации.

Для дальнейшего подавления низкочастотных помех пульсовой волны могут применяться цифровые фильтры верхних частот Баттерворта высокого порядка, к преимуществам которых относится плоская частотная характеристика в полосе пропускания и невысокие требования к вычислительной мощности. Ключевым недостатком фильтров Баттерворта является нелинейность их фазовой характеристики, для устранения которой необходимо выходной сигнал фильтра повторно пропустить через фильтр, но в обратной последовательности следования отсчётов сигнала, при этом порядок фильтра удваивается [6].

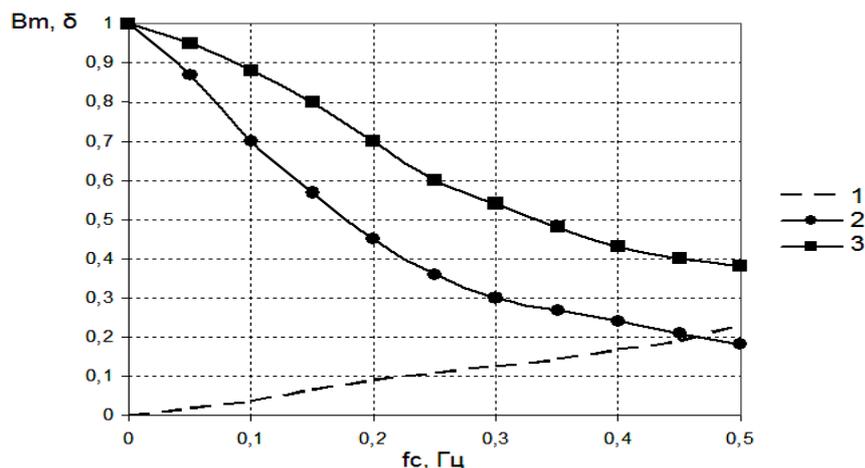


Рис. 3. Зависимости изменения коэффициента искажения пульсовой волны (1) и относительной амплитуды помехи от частоты среза ФВЧ при различных значениях частоты дыхания (2 – частота  $f_{br}=0,1$  Гц; 3 – частота  $f_{br}=0,2$  Гц)

Выбор оптимальной частоты среза фильтра верхних частот осуществлялся по критерию максимизации соотношения сигнал/помеха на выходе фильтра. Для количественной оценки уровня фильтрации сигнала использовался коэффициент фильтрации:

$$k_\phi = \frac{A'}{A},$$

где  $A'$  – амплитуда сигнала или помехи на выходе фильтра;  $A$  – амплитуда сигнала или помехи на входе фильтра.

На рис. 4 приведены зависимости изменения коэффициента фильтрации

сигнала и помехи от величины частоты среза цифрового ФВЧ при различных значениях порядка фильтра  $M$ .

В качестве оптимальной величины частоты среза цифрового фильтра было выбрано значение 0,5 Гц, поскольку при данной частоте среза наблюдается значительное ослабление присутствующих помех (для фильтра 8-го порядка не менее 30 дБ ослабления дыхательных помех и незначительное ослабление биосигнала – не более 2 дБ).

Инструментальные погрешности разработанного ИП определялись в ре-

зультате его поверки прецизионным генератором биосигналов серии «Диатест-4», имеющим относительную погрешность

установки эталонных амплитуд и длительностей тестируемого сигнала не более 0,5%.

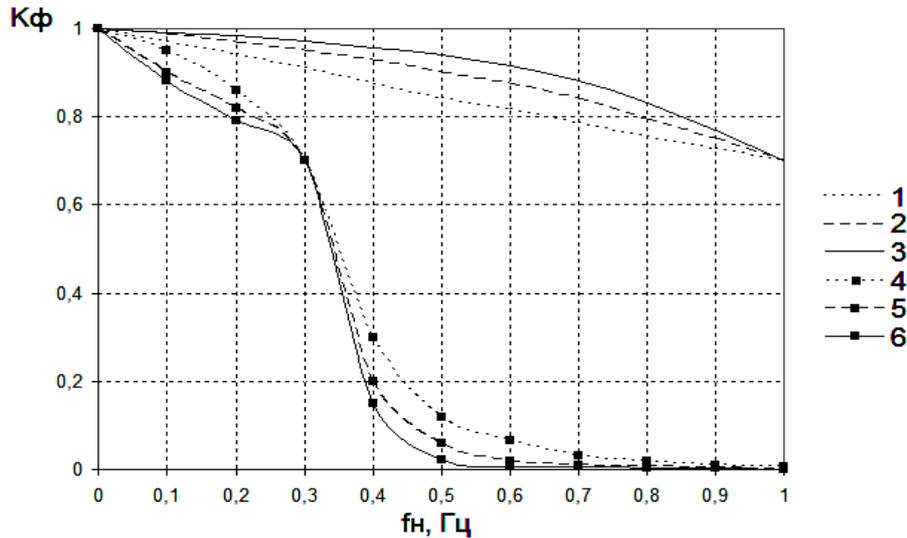


Рис. 4. Зависимость изменения коэффициента фильтрации от частоты среза ФВЧ:  
1, 2, 3 – коэффициент фильтрации сигнала при  $M=4, 8, 12$  соответственно;  
4, 5, 6 – коэффициент фильтрации помехи при  $M=4, 8, 12$  соответственно

Погрешность ИП определялась путём формирования с помощью генератора «Диатест-4» эталонного сигнала пульсовой волны, имеющего одинаковые и постоянные значения амплитуды и длительности межпульсовых интервалов. Детектирование характерных точек биосигнала осуществлялось программным способом на основе применения обнаружителя, характеризующегося малой методической погрешностью измерения амплитудно-временных параметров сигнала [7].

Погрешность измерения параметров эталонного сигнала определялась на основе квантильных оценок при доверительной вероятности  $P=0,9$  [8]. В этом случае абсолютная погрешность измерения определялась как  $\Delta_U = 1,6 \cdot \sigma_U$ . Здесь:  $\sigma_U$  – среднеквадратичное отклонение измеренных значений параметров биосигнала от эталонных значений:

$$\sigma_u = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (X_{изм}(i) - X_{эм})^2}{N}},$$

где  $X_{эм}$  – эталонное значение параметра биосигнала,  $X_{изм}(i)$  – измеренное значение

параметра,  $N$  – общее количество проведённых измерений.

В результате исследования метрологических характеристик разработанного сфигмографического ИП пульсовой волны были получены следующие данные: относительная погрешность измерения длительности межпульсовых интервалов не превышает 1,5%; относительная погрешность измерения амплитуды биосигнала не превышает 2,3%.

### Заключение

Предложено структурное построение измерительного преобразователя пульсовой волны на основе метода компрессионной сфигмографии, отличающегося оригинальными схемотехническими решениями, обеспечивающими высокую эффективность регистрации сигнала пульсовой волны. На основе методов математического моделирования определена оптимальная частота среза цифрового фильтра верхних частот, обеспечивающего высокую степень затухания присутствующих помех при незначительном искажении регистрируемого сигнала пульсовой волны. Проведённые метрологические ис-

следования разработанного сфигмографического измерительного преобразователя пульсовой волны продемонстрировали малые значения инструментальной по-

грешности измерения амплитудно-временных параметров регистрируемого биосигнала.

### Библиографический список

1. Allen J. Photoplethysmography and its application in clinical physiological measurement // *Physiological Measurement*. 2007. V. 28, Iss. 3. P. 1-39. doi.org/10.1088/0967-3334/28/3/r01

2. Webster J.G. Medical instrumentation. Application and design. John Wiley & Sons, 2009. 675 p.

3. Федотов А.А., Акулов С.А. Измерительные преобразователи биомедицинских сигналов систем клинического мониторинга. М.: Радио и связь, 2013. 250 с.

4. Мажбич Б.И. Осцилловольтметрия артериальных сосудов конечностей. Новосибирск: Наука, 1990. 145 с.

5. Калакутский Л.И., Федотов А.А. Диагностика дисфункции сосудистого эн-

дотелия методом контурного анализа пульсовой волны // *Известия Южного федерального университета. Технические науки*. 2009. № 9. С. 93-98.

6. Федотов А.А. Амплитудно-временной метод детектирования характерных точек сигнала пульсовой волны // *Медицинская техника*. 2012. № 6. С. 22-28.

7. Новицкий П.В., Зограф И.А. Оценка погрешностей результатов измерений. Л.: Энергоатомиздат, 1991. 304 с.

8. Рангайян Р.М. Анализ биомедицинских сигналов. Практический подход. М.: Физматлит, 2007. 440 с.

### Информация об авторах

**Федотов Александр Александрович**, кандидат технических наук, доцент кафедры лазерных и биотехнических систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [fedoaleks@yandex.ru](mailto:fedoaleks@yandex.ru). Область научных интересов: моделирование биотехнических систем, цифровая обработка биосиг-

налов, измерительные преобразователи биологической информации.

**Акулова Анна Сергеевна**, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [akulova.as@mail.ru](mailto:akulova.as@mail.ru). Область научных интересов: моделирование биотехнических систем, исследование биоэлектрической активности сердца.

## RESEARCH OF A PULSE WAVE SPHYGMOGRAPHIC TRANSDUCER

© 2015 A. A. Fedotov, A. S. Akulova

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The article discusses the structure of a pulse wave measuring transducer based on compression sphygmography. Practical examinations of an experimental model of the proposed measuring transducer have been carried out, involving 45 volunteers. The optimal value of the pressure injected in the compression cuff in the range of 80 – 120 mmHg and the dynamic range of pulse wave amplitude of 20 dB have been specified. Mathematical models of pulse wave signals and respiratory interference are used to determine the optimal parameters of the high-pass digital filter and the cut-off frequency of the high-pass analog filter. In the course of metrological research of the developed transducer the instrumental error in measuring amplitude-time characteristics of the

pulse wave has been specified. It does not exceed 1.5% for the measurement of interpulse intervals' duration and 2.3% for the measurement of the amplitude.

*Sphygmography, inaccuracy, measuring transducer, pulse wave.*

## References

1. Allen J. Photoplethysmography and its application in clinical physiological measurement. *Physiological Measurement*. 2007. V. 28, Iss. 3. P. 1–39. doi: 10.1088/0967-3334/28/3/r01
2. Webster J.G. Medical instrumentation. Application and design. John Wiley & Sons, 2009. 675 p.
3. Fedotov A.A., Akulov S.A. *Izmeritelnye preobrazovateli biomedicinskih signalov sistem klinicheskogo monitoringa* [Transducers of biomedical signals of bio-feedback systems]. Moscow: Radio i svyaz' Publ., 2013. 250 p.
4. Mazhbich B.I. *Oscillovazometriya arterial'nyh sosudov konechnostey* [Oscillogometry of arterial vessels of limbs]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1990. 145 p.
5. Kalakutskiy L.I., Fedotov A.A. Diagnostics of endothelium dysfunction by contour analysis of pulse wave. *Izvestiya SFedU. Engineering Sciences*. 2009. No. 9. P. 93-98. (In Russ.)
6. Fedotov A.A. Amplitude–Time Method for Detecting Characteristic Pulse Wave Points. *Biomedical Engineering*. 2013. V. 46, Iss. 6. P. 241-245. doi: 10.1007/s10527-013-9315-z
7. Novitskiy P.V., Zograf I.A. *Otsenka pogreshnostey rezul'tatov izmereniy* [Estimation of the accuracy of measurement results]. Leningrad: Energoatomizdat Publ., 1991. 304 p.
8. Rangayyan R.M. *Analiz biomeditsinskikh signalov. Prakticheskiy podkhod* [Biomedical signal analysis. A case-study approach]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2007. 440 p.

## About the authors

**Fedotov Aleksandr Aleksandrovich**, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Laser Systems and Biomedical Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [fedovaleks@yandex.ru](mailto:fedovaleks@yandex.ru). Area of Research: modeling of biomedical engineering systems, digi-

tal processing of biosignals, transducers of biological information.

**Akulova Anna Sergeevna**, postgraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [akulova\\_as@mail.ru](mailto:akulova_as@mail.ru). Area of Research: modeling of bioengineering systems, cardiac electrical activity.