

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

ВЕСТНИК

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

Том 14, № 2

2015

УДК 05
ББК Я5

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА (национального исследовательского университета)
Т. 14, № 2, 2015

VESTNIK of the SAMARA STATE AEROSPACE UNIVERSITY
V. 14, no. 2, 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

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ ПОВОРОТЕ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*В. В. Салмин, А. В. Филатов, И. С. Ткаченко, А. А. Тюгашев,
Е. В. Сопченко*

9

МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА

ИССЛЕДОВАНИЕ НИПШЕЛЬНОГО СОЕДИНЕНИЯ ТРУБОПРОВОДА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

В. М. Агафонов, А. А. Пыхалов

20

ХАРАКТЕРИСТИКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ И ПОДВЕДЕНИЕ ПРОМЕЖУТОЧНЫХ ИТОГОВ ПО СОКРАЩЕНИЮ ПОТРЕБЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ СГАУ

Е. И. Анищенкова, В. В. Бирюк, М. Ю. Анисимов

29

РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ДВС С ПОМОЩЬЮ ANSYS С УЧЁТОМ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

В. В. Бирюк, А. А. Горшквалёв, С. С. Каюков, Е. А. Сайгаков

35

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООТДАЧИ В КАМЕРЕ ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ

С. В. Веретенников, С. Н. Баринов

44

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОФИЛЯ РЕНТГЕНОВСКОЙ ЛИНИИ ОБРАЗЦА ПРИ ДИФфуЗИОННОМ НАСЫЩЕНИИ МЕТАЛЛА

В. В. Волков, А. В. Покоев

52

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА ЗАЕДАНИЯ ЗОЛОТНИКОВЫХ ПАР АВИАЦИОННЫХ ГИДРОПРИВОДОВ

А. М. Гареев, И. А. Попельнюк

59

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦ ЗАЖИГАНИЯ АЭРОВЗВЕСИ ЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

А. Г. Егоров, А. С. Тизилов

70

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛООБМЕНА В ВИХРЕВОМ НАГРЕВАТЕЛЬНОМ УСТРОЙСТВЕ

М. Н. Жорник, Ш. А. Пиралишвили, К. А. Могилева

78

РАСЧЁТ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ В ВЯЗКОУПРУГОЙ КВАДРАТНОЙ ПЛАСТИНЕ С КРУГЛЫМ ВЫРЕЗОМ <i>Е. Ю. Иванов</i>	88
АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ЭГФ ДЛЯ СИСТЕМЫ COMMON RAIL <i>С. С. Каюков, Р. Э. Галлямов, А. В. Белоусов</i>	93
ВЛИЯНИЕ СПОСОБА ЗАДАНИЯ ВХОДНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОТОКА ЗА УГОЛКОВЫМ СТАБИЛИЗАТОРОМ ПЛАМЕНИ <i>О. В. Коломзаров, В. М. Анисимов, И. А. Зубрилин</i>	97
РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ТКАНЕВОГО ЭПОКСИДНОГО УГЛЕПЛАСТИКА <i>В. А. Комаров, Е. А. Кишов, Р. В. Чарквиани, А. А. Павлов</i>	106
ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ КРИВОЙ ПОЛЗУЧЕСТИ НА ОСНОВЕ ЗАКОНА СОДЕРБЕРГА <i>Р. Ю. Макаров</i>	113
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ И ДОВОДКА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СТенок ЖАРОВОЙ ТРУБЫ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ ТРЁХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ <i>С. Г. Матвеев, В. М. Анисимов, И. А. Зубрилин, О. В. Коломзаров, Н. С. Миронов</i>	119
СТАТИСТИЧЕСКАЯ ФИЗИКА И ЦИКЛЫ РАБОТЫ ТЕПЛОВЫХ МАШИН <i>Е. Л. Михеенков</i>	129
МЕТОД ASMTurbc АВТОНОМНОГО СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИФфуЗИОННОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ГОРЕНИЯ И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЕГО ТЕСТИРОВАНИЯ <i>Ю. В. Нужнов</i>	137
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ПОТОКОМ В СТАЦИОНАРНОЙ И НЕСТАЦИОНАРНОЙ ПОСТАНОВКАХ <i>Ш. А. Пиралишвили, О. А. Соколова</i>	151
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В УСТРОЙСТВЕ БЕЗМАШИННОГО ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ <i>С. С. Попович, Ю. А. Виноградов, М. М. Стронгин</i>	159
РАСПЫЛИВАНИЕ ТОПЛИВА И СМЕСЕОБРАЗОВАНИЕ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ НАЛИЧИИ ПРЕЦЕССИИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА <i>А. А. Свириденков, В. В. Третьяков</i>	170

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ
УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ В ВОЗДУХЕ**

С. М. Сергеев, Н. В. Петрухин, М. В. Масюков

179

**ОПЫТ ВЫЯВЛЕНИЯ ПРИЧИН ПОВЫШЕННОЙ ВИБРАЦИИ
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ИХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ**

А. Е. Сундуков, Е. В. Сундуков, С. М. Плотников

184

**К ВОПРОСУ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ИЗНАШИВАНИЯ
ШЕСТЕРЁН РЕДУКТОРА ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ**

А. Е. Сундуков, Е. В. Сундуков, С. М. Плотников

193

**ОПЫТ ДОВОДКИ ПУСКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВСУ**

А. Ю. Чечулин

202

ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

**ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА МНОГОКАНАЛЬНОГО ГИДРОЛОГО-
ОПТИКО-ХИМИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА
И НОВЫЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ КАНАЛЫ ГИДРОФИЗИЧЕСКИХ
ПАРАМЕТРОВ**

Г. В. Смирнов, А. Л. Оленин

211

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ
В МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКАХ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ
ИНФОРМАЦИИ И ИХ КОМПОНЕНТАХ С ПОМОЩЬЮ
СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

М. А. Барулина, В. М. Панкратов

223

ЭКОНОМИКА И ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ

**АНАЛИЗ МНОГОАСПЕКТНОСТИ И СОСТОЯНИЯ
СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОБУЧЕНИЯ В РОССИИ**

А. И. Белоусов, Т. В. Громова

234

**ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ КОМПОНЕНТЫ МОДЕЛИ ПЕДАГОГИЧЕСКОЙ
ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕПОДАВАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ДИСТАНЦИОННОГО
ОБУЧЕНИЯ**

А. И. Белоусов, Т. В. Громова

248

**О СИСТЕМЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОИЗВОДСТВЕННО-
КОММЕРЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ**

В. В. Морозов, Е. В. Демиденко

261

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

**COMPUTATIONAL ALGORITHM OF FORMING PROGRAM MOTION
IN A SCHEDULED TURN OF SMALL SPACECRAFT**

*V. V. Salmin, A. V. Filatov, I. S. Tkachenko,
A. A. Tyugashev, E. V. Sopchenko*

9

MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES

**RESEARCH OF A SLEEVE CONNECTION OF THE AIRCRAFT PIPELINE
UNDER THE INFLUENCE OF DYNAMIC LOADING**

V. M. Agafonov, A. A. Pykhalov

20

**CHARACTERISTIC OF ENERGY EFFICIENCY INDEX AND DRAWING
INTERMEDIATE CONCLUSIONS ON THE REDUCTION
OF CONSUMPTION OF ENERGY RESOURCES AT SSAU**

E. I. Anishchenkova, V. V. Biryuk, M. J. Anisimov

29

**STRENGTH ANALYSIS OF INTERNAL COMBUSTION ENGINE
ELEMENTS BY USING ANSYS WITH TAKING INTO ACCOUNT HEAT
PROCESSES IN THE COMBUSTION CHAMBER**

V. V. Biryuk, A. A. Gorshkalev, S. S. Kayukov, E. A. Saigakov

35

**EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF HEAT TRANSFER
IN ENERGY SEPARATION CHAMBERS OF THE VORTEX TUBE**

S. V. Veretennikov, S. N. Barinov

44

**SIMULATION OF THE PROFILE OF A SAMPLE'S X-RAY
DIFFRACTION LINE IN DIFFUSION METAL SATURATION**

V. V. Volkov, A. V. Pokoev

52

**INVESTIGATION OF THE SEIZING MECHANISM
OF AVIATION HYDRAULIC DRIVE SPOOL-AND-SLEEVES**

A. M. Gareyev, I. A. Popelniuk

59

**DETERMINING THE BOUNDARIES OF IGNITION OF ALUMINUM
PARTICLE AEROSUSPENSION IN A HIGH-VELOCITY AIRFLOW**

A. G. Egorov, A. S. Tizilov

70

**EXPERIMENTAL RESEARCH OF INTERNAL HEAT TRANSFER
IN THE VORTEX HEAT GENERATOR**

M. N. Zhornik, Sh. A. Piralishvili, K. A. Mogileva

78

CALCULATION OF DISPLACEMENTS IN A VISCOELASTIC SQUARE PLATE WITH A ROUND CUT <i>E. Yu. Ivanov</i>	88
ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF IMPROVING PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF A SOLENOID INJECTOR FOR THE COMMONRAIL SYSTEM <i>S. S. Kayukov, R. E. Gallyamov, A. V. Belousov</i>	93
THE EFFECT OF THE WAY OF SETTING BOUNDARY CONDITIONS ON THE RESULTS OF MODELING A FLOW AT THE FLAMEHOLDER OUTLET <i>O. V. Kolomzarov, V. M. Anisimov, I. A. Zubrilin</i>	97
NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF THE STRENGTH OF FABRIC CARBON-EPOXY COMPOSITE STRUCTURES <i>V. A. Komarov, E. A. Kishov, R. V. Charkviani, A. A. Pavlov</i>	106
NUMERICAL METHOD FOR DETERMINING THE PARAMETERS OF A CREEP CURVE ON THE BASIS OF SODERBERG LAW <i>R. Y. Makarov</i>	113
DETERMINATION OF THERMAL STATE AND MODIFICATION OF THE FLAME TUBE COOLING SYSTEM WITH THE HELP OF THREE-DIMENSIONAL MODELING METHODS <i>S. G. Matveev, V. M. Anisimov, I. A. Zubrilin, O. V. Kolomzarov, N. S. Mironov</i>	119
STATISTICAL PHYSICS AND CYCLES OF OPERATION OF HEAT ENGINES <i>E. L. Mikheenkov</i>	129
ASMTurbC METHOD OF AUTONOMOUS STATISTICAL MODELING OF DIFFUSION TURBULENT COMBUSTION AND THE RESULTS OF ITS TESTING <i>Yu. V. Nuzhnov</i>	137
NUMERICAL STUDY OF THE CHARACTERISTICS OF A DOUBLE-CIRCUIT VORTEX TUBE IN A STATIONARY AND A NONSTATIONARY SETTINGS <i>Sh. A. Piralishvili, O. A. Sokolova</i>	151
EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE POSSIBILITY OF HEAT TRANSFER ENHANCEMENT IN GAS DYNAMIC ENERGY SEPARATION PROCESS <i>S. S. Popovich, Yu. A. Vinogradov, M. M. Strongin</i>	159
FUEL SPRAYING AND MIXING IN A SIMULATED COMBUSTION CHAMBER IN THE PRESENCE OF AIR FLOW PRECESSION <i>A. A. Sviridenkov, V. V. Tretyakov</i>	170

**EXPERIMENTAL STUDY OF HYDROCARBON FUEL COMBUSTION
IN THE AIR**

S. M. Sergeev, N. V. Petrukhin, M. V. Masyukov 179

**IDENTIFYING THE CAUSES OF EXCESSIVE VIBRATION IN GAS
TURBINE ENGINES IN THE COURSE OF THEIR RIG TESTS**

A. E. Sundukov, E. V. Sundukov, S. M. Plotnikov 184

VIBRODIAGNOSTICS OF TURBOPROP ENGINE GEARBOX WEAR

A. E. Sundukov, E. V. Sundukov, S. M. Plotnikov 193

**EXPERIENCE OF OPERATIONAL DEVELOPMENT OF STARTING
CHARACTERISTICS OF THE APU COMBUSTION CHAMBER**

A. Yu. Chechulin 202

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

**FUNCTIONAL CHART OF A MULTICHANNEL
HYDROLOGIC-OPTICAL-CHEMICAL MEASURING COMPLEX AND NEW
MEASURING CHANNELS OF HYDROPHYSICAL PARAMETERS**

G. V. Smirnov, A. L. Olenin 211

CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE

**MODELING OF DYNAMIC PROCESSES IN MICROMECHANICAL
INERTIAL SENSORS AND THEIR COMPONENTS USING SPECIALIZED
SOFTWARE**

M. A. Barulina, V. M. Pankratov 223

ECONOMICS AND HUMANITIES

**ANALYSIS OF VARIOUS ASPECTS AND STATE
OF THE DISTANCE EDUCATION SYSTEM IN RUSSIA**

A. I. Belousov, T. V. Gromova 234

**FUNCTIONAL COMPONENTS OF THE MODEL OF PEDAGOGICAL
ACTIVITY OF A DISTANCE LEARNING TEACHER**

A. I. Belousov, T. V. Gromova 248

**SYSTEM OF INDICATORS FOR ASSESSING OPERATIONAL
AND COMMERCIAL ACTIVITIES OF AN ENTERPRISE**

V. V. Morozov, E. V. Demidenko 261

УДК 681.51:629.78

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ ПОВОРОТЕ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2015 В. В. Салмин², А. В. Филатов¹, И. С. Ткаченко²,
А. А. Тюгашев², Е. В. Сопченко²

¹АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье описывается математическая модель и программная реализация вычислительного алгоритма формирования программного движения при программном повороте опытно-технологического малого космического аппарата. Вычислительный алгоритм предназначен для расчёта программных параметров траектории программного поворота малого космического аппарата; определения моментов времени, в которые происходит смена законов движения объекта в процессе поворота, а также программных параметров движения в этих точках для определения интервалов, характеризующихся постоянством законов движения объекта, положения осей вращения объекта на этих интервалах. Приводятся сведения о приборном составе, базовых режимах функционирования, принципах организации системы управления движением. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» имеет массу до 500 кг, функционирует на околокруговой орбите высотой 600 километров. Система управления движением включает в свой состав датчики и исполнительные механизмы, собственный вычислитель. Программное обеспечение организовано как встроенное в техническую систему и реализует полную поддержку логики управления системой управления движением как в нормальных, так и в аномальных ситуациях. Программное обеспечение проходит многостадийный процесс отладки, обеспечивающий достижение требуемых показателей качества и надёжности.

Малый космический аппарат, бортовое программное обеспечение, система управления движением, режим, программный поворот, алгоритм, комплексная отладка.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-9-19

Система управления движением (СУД) малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д» представляет собой совокупность приборов и бортового программного обеспечения и предназначена для решения функциональных задач в соответствии с целевым назначением аппарата.

Приборный состав охватывает звёздные датчики, аналоговые магнитометры, одноосные измерители угловой скорости, оптический солнечный датчик. Управляющие моменты, прилагаемые к корпусу МКА по оси связанной системы координат в процессе управления угловым движением космического аппарата, создаются с помощью управляющих двигателей маховиков и силовых магнитов.

После отделения МКА от блока выведения или после неориентированного полёта при включении комплекса исполнительных и чувствительных элементов СУД работает в режиме гашения начальной угловой скорости. Важнейшими также являются режимы одноосной и трёхосной ориентации.

В настоящей работе рассматривается алгоритм программного поворота МКА, который относится к вычислительным. Для управления движением применяются магнитные исполнительные органы и комплекс управляющих двигателей маховиков.

Алгоритм формирования программного движения в программном повороте (ПП) предназначен для расчёта параметров траектории ПП, определения момен-

тов времени, характеризующихся сменой законов движения объекта в процессе ПП, программных параметров движения в этих точках и для определения интервалов, характеризующихся постоянством законов движения объекта, положения осей вращения объекта на этих интервалах.

Расчёт исходных данных на ПП для алгоритма состоит в разложении пространственного движения на более простые (плоские) движения, суперпозиция которых даёт траекторию переориентации.

Краевые условия ПП имеют вид:

$$t = t_{\text{нпп}}, \quad \lambda_p = \lambda_n, \quad \bar{\omega}_p = \bar{\omega}_n,$$

$$t = t_{\text{кпп}}, \quad \lambda_p = \lambda_k, \quad \bar{\omega}_p = \bar{\omega}_k,$$

где $t_{\text{нпп}}, t_{\text{кпп}}$ – начальный и конечный моменты времени ПП; λ_p – кватернион, определяющий программное положение солнечной системы координат (ССК) в инерционной системе координат (ИСК) в заданный момент времени t ; λ_n – расчётное значение кватерниона, определяющего положение ССК относительно ИСК в момент времени $t = t_{\text{нпп}}$; λ_k – кватернион, определяющий программное положение ССК в ИСК в момент времени $t = t_{\text{кпп}}$; $\bar{\omega}_p$ – программное значение вектора угловой скорости в заданный момент времени t ; $\bar{\omega}_n$ – измеренное значение вектора угловой скорости в момент времени $t = t_{\text{нпп}}$; $\bar{\omega}_k$ – измеренное значение вектора угловой скорости в момент времени $t = t_{\text{кпп}}$.

Пространственный манёвр (ПМ), как угловое перемещение ССК (базис Е) за время $\tau_{\text{пм}}$ по отношению к положению ССК в момент времени T_0 (начало ПМ), представляется в виде совокупности вращений трёх опорных базисов Е1, Е2, Е3. Искомое угловое перемещение ССК в заданный момент времени «Т» определится следующим образом:

$$\lambda(T) = \lambda_0(T) \circ \lambda_1(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T),$$

где $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – кватернионы, задающие повороты базисов Е1, Е2, Е3 относительно базисов Е0, Е1, Е2 соответственно.

Базис Е1 вращается относительно базиса Е0 со скоростью $\bar{\omega}_1$, при этом:

$$\bar{\omega}_1(t_{\text{нпп}}) = \bar{\omega}_n,$$

$$\bar{\omega}_1(t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}}) = 0,$$

$$\tau_{\text{пм}} = t_{\text{кпп}} - t_{\text{нпп}},$$

где $\tau_{\text{пм}}$ – длительность пространственного манёвра.

Это перемещение назовём гашением начальной скорости (ГНС).

Базис Е2 вращается относительно базиса Е1 со скоростью $\bar{\omega}_{21}$, при этом:

$$\bar{\omega}_2(t_{\text{нпп}}) = 0,$$

$$\bar{\omega}_2(t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}}) = 0.$$

Это перемещение назовём набором угла или доворотом.

Базис Е3 вращается относительно базиса Е2 со скоростью $\bar{\omega}_3$, при этом:

$$\bar{\omega}_3(t_{\text{нпп}}) = 0,$$

$$\bar{\omega}_3(t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}}) = \omega_k.$$

Это перемещение назовём набором конечной скорости (НКС).

При этом единичные вектора:

$$\bar{e}_1 = \text{vect } \lambda_1(t),$$

$$\bar{e}_2 = \text{vect } \lambda_2(t),$$

$$\bar{e}_3 = \text{vect } \lambda_3(t)$$

сохраняют неизменное положение

$$\bar{e}_1 \text{ в базисах } E0, E1,$$

$$\bar{e}_2 \text{ в базисах } E1, E2,$$

$$\bar{e}_3 \text{ в базисах } E2, E3.$$

Здесь $\bar{e}_1 = (e_{11}, e_{12}, e_{13})$ – направляющие косинусы вектора начальной угловой скорости (оси вращения базиса Е1 относительно базиса Е0); $\bar{e}_2 = (e_{21}, e_{22}, e_{23})$ – направляющие косинусы оси доворота; $\bar{e}_3 = (e_{31}, e_{32}, e_{33})$ – направляющие косинусы оси набора конечной скорости.

Направляющие косинусы \bar{e}_1, \bar{e}_3 определяются следующим образом:

$$|\bar{\omega}_H| = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \omega_{Hi}^2},$$

$$|\bar{\omega}_K| = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \omega_{Ki}^2},$$

$$e_{i\bar{r}} = \begin{cases} \frac{\omega_{Hi}}{|\bar{\omega}_H|} & \text{при } |\bar{\omega}_H| > \varepsilon \\ 0 & \text{при } |\bar{\omega}_H| \leq \varepsilon \end{cases},$$

$$i = \overline{1,3} \quad \varepsilon = 0.00000001;$$

$$e_{3i} = \begin{cases} \frac{\omega_{Ki}}{|\bar{\omega}_K|} & \text{при } |\bar{\omega}_K| > \varepsilon \\ 0 & \text{при } |\bar{\omega}_K| \leq \varepsilon \end{cases},$$

$$i = \overline{1,3} \quad \varepsilon = 0.00000001.$$

Далее определяется кватернион λ_f , соответствующий моменту времени $t = t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}} : \lambda_f = \lambda_K$.

Для деления программной траектории (ПТ) на участки с различными законами движения базиса Е2 используются временные интервалы длительностью Т1, Т2. Момент времени $[t_{\text{нпп}} + T1]$ соответствует достижению максимальной скорости вращения базиса Е2, а момент времени $[t_{\text{нпп}} + T2]$ – началу гашения этой скорости (участок движения с постоянной скоростью).

Деление интервала программной траектории зависит от длительности ПМ: при

$$\tau_{\text{пм}} \geq 144 \text{ с}, \quad T1 = 72 \text{ с}, \quad T2 = \tau_{\text{пм}} - T1,$$

где Т1 – длительность участка набора максимальной скорости, Т2 – длительность участков движения с постоянной скоростью $|\bar{\omega}_p|$ и набора конечной скорости.

Иначе, условие $T1 = T2 = 0,5 \cdot \tau_{\text{пм}}$ соответствует отсутствию «полки» (движение с постоянной скоростью $|\bar{\omega}_p|$) в законе движения базиса Е2. Далее определяются $\phi_1, \lambda_1, \phi_3, \lambda_3$:

$\phi_1 = \frac{|\bar{\omega}_H| \cdot \tau_{\text{пм}}}{2}$ – угол поворота на участке

ГНС длительностью Т1;

$$\lambda_1 = \left(\cos \frac{\phi_1}{2}, e_{11} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{12} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{13} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2} \right) -$$

кватернион углового перемещения при ГНС;

$\phi_3 = \frac{|\bar{\omega}_K| \cdot \tau_{\text{пм}}}{2}$ – угол поворота на участке

НКС;

$$\lambda_3 = \left(\cos \frac{\phi_3}{2}, e_{31} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{32} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{33} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2} \right) -$$

кватернион углового перемещения при НКС.

$\lambda_2 = \tilde{\lambda}_1 \circ \tilde{\lambda}_0 \circ \tilde{\lambda}_f \circ \tilde{\lambda}_3$ – кватернион углового перемещения при наборе угла (участок позиционного перехода).

Если $\lambda_{20} < 0$, то $\lambda_{2i} = -\lambda_{2i}, i = \overline{1,3}$ и обеспечивается положительное значение скалярной части кватерниона.

Изменение углового положения в позиционном переходе рассчитывается следующим образом:

$$\phi_2 = 2 \cdot \arccos(\lambda_{20}) = 2 \cdot \arcsin P,$$

$$\text{где } P = \sqrt{1 - \lambda_{20}^2},$$

если $1 - \lambda_{20}^2 < 0,0001$, то $P = 0,0001$;

$$e_{2i} = \frac{\lambda_{2(i+1)}}{\sin \frac{\phi_2}{2}}, \quad i = \overline{1,3}.$$

Формируется изменение углового положения в позиционном переходе:

$$\Phi\Gamma = \phi_2.$$

Далее последовательно рассчитываются и формируются коэффициенты для исходных данных на программный поворот:

- формируются коэффициенты модулей начальной и конечной скоростей соответственно:

$$C1\Gamma = |\bar{\omega}_H|, \quad C1H = |\bar{\omega}_K|;$$

- рассчитывается максимальное значение угловой скорости:

$$C1Y = \Phi\Gamma / T2;$$

- рассчитывается ускорение при наборе скорости на участке ГНС:

$$\Phi 1 Y = C 1 Y / T 1;$$

- рассчитывается изменение углового положения на участке длительностью T1:

$$C 2 Y = 0,5 \cdot C 1 Y \cdot T 1.$$

При циклической работе алгоритм вычисляет для заданного момента времени T ($T = t_{\text{тек}} - t_{\text{нпп}}$) программные значения вектора скорости $\bar{\omega}_{\text{пр}}$ и программный кватернион $\bar{\lambda}_{\text{пр}}$, определяющие движение КА в повороте.

Программная траектория на интервале [ТНПП, ТКПП], выделяемом для программного поворота, строится на основе суммирования движений, соответствующих гашению скорости ω_H , позиционному переходу, набору скорости ω_K .

Значения ω_H и ω_K представляют собой векторы программной угловой скорости КА в моменты времени ТНПП и ТКПП соответственно.

Изменение модуля скорости $\bar{\omega}_2$ на участке ПМ, в общем случае, характеризуют четыре участка:

- выход на максимальное значение модуля скорости (участок А);
- движение с постоянной скоростью (участок В);
- торможение (участок С);
- движение с заданной скоростью (участок D).

Если длительность ПП меньше 144 с, то участок «В» отсутствует. Далее определяются

$$\phi_1, \phi_3, \lambda_1, \lambda_3, \bar{\omega}_{P1}, \bar{\omega}_{P3}, \bar{\varepsilon}_{P1}, \bar{\varepsilon}_{P3}:$$

$$\phi_1 = \frac{|\bar{\omega}_H| * t * \left(2 - \frac{T}{\tau_{\text{ПТ}}}\right)}{2};$$

$$\lambda_1 = \left(\cos \frac{\phi_1}{2}, e_{11} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{12} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{13} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2} \right);$$

$$\bar{\omega}_{P1} = \frac{C 1 \Gamma \cdot (\tau_{\text{ПМ}} - T)}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_1;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P1} = -\frac{C 1 \Gamma}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_1; \quad \phi_3 = \frac{|\bar{\omega}_K| \cdot T^2}{2 \tau_{\text{ПМ}}};$$

$$\lambda_3 = \left(\cos \frac{\phi_3}{2}, e_{31} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{32} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{33} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2} \right);$$

$$\bar{\omega}_{P3} = \frac{C 1 H \cdot T}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_3; \quad \bar{\varepsilon}_{P3} = \frac{C 1 H}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_3.$$

В зависимости от участка выбирается формула для расчёта ϕ_2 :

- для участка А:

$$\phi_2 = \frac{\Phi 1 Y \cdot T^2}{2};$$

$$\bar{\omega}_{P2} = \Phi 1 Y \cdot T \cdot \bar{e}_2;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P2} = \Phi 1 Y \cdot \bar{e}_3;$$

- для участка В:

$$\phi_2 = C 2 Y + C 1 Y \cdot (T - T 1);$$

$$\bar{\omega}_{P2} = C 1 Y \cdot \bar{e}_2;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P2} = 0;$$

- для участка С:

$$\phi_2 = \Phi \Gamma - \frac{\Phi 1 Y \cdot (\tau_{\text{ПМ}} - T)^2}{2};$$

$$\bar{\omega}_{P2} = \Phi 1 Y \cdot (\tau_{\text{ПМ}} - T) \cdot \bar{e}_2;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P2} = -\Phi 1 Y \cdot \bar{e}_2.$$

Таким образом, в конечном итоге значения программных параметров движения на участках определяются следующим образом:

- значения проекций заданной угловой скорости на оси $X_{\text{ПСК}}, Y_{\text{ПСК}}, Z_{\text{ПСК}}$:

$$\bar{\omega}_{\text{пр}} = \tilde{\lambda}_3(T) \circ \tilde{\lambda}_2(T) \circ \bar{\omega}_{P1}(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T) + \tilde{\lambda}_3(T) \circ \bar{\omega}_{P2}(T) \circ \lambda_3(T) + \bar{\omega}_{P3}(T);$$

- кватернион заданного положения ССК относительно ИСК:

$$\lambda_{\text{зад}} = \lambda_0(T) \circ \lambda_1(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T);$$

- значения программного ускорения на оси $X_{\text{ПСК}}, Y_{\text{ПСК}}, Z_{\text{ПСК}}$:

$$\bar{\varepsilon}_{\text{пр}} = \tilde{\lambda}_3(T) \circ \tilde{\lambda}_2(T) \circ \bar{\varepsilon}_{\text{р1}}(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T) + \tilde{\lambda}_3(T) \circ \bar{\varepsilon}_{\text{р2}}(T) \circ \lambda_3(T) + \bar{\varepsilon}_{\text{р3}}(T).$$

В случае работы алгоритма на участке D значения программных параметров движения определяются следующим образом:

$$\phi_1 = (T - \tau_{\text{ПМ}}) * C1H;$$

$$\lambda_1 = \left(\cos \frac{\phi_1}{2}, e_{31} * \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{32} * \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{33} * \sin \frac{\phi_1}{2} \right);$$

$$\lambda_{\text{зад}} = \lambda_f(T) \circ \lambda_1(T);$$

$$\bar{\varepsilon}_{\text{р2}} = 0.$$

Схема алгоритма приведена на рис. 1.

Приведённый алгоритм реализуется программой, написанной на языке C++.

Известно [1-5], что в настоящее время процессы разработки математического и программно-алгоритмического обеспечения при создании космических аппаратов по трудоёмкости превосходят показатели создания аппаратного обеспечения бортового комплекса управления. Сроки их создания и отработки могут определять критический путь на сетевом графике работ по созданию изделия ракетно-космической техники в целом [3]. При этом надёжность выполнения МКА своих целевых задач напрямую определяется качеством и надёжностью (в расширенном смысле, куда входят устойчивость, восстанавливаемость, ремонтпригодность) бортового программного обеспечения. При этом специальные вводимые в состав

программного обеспечения (ПО) средства могут позволять компенсировать в некоторых случаях аппаратные ошибки и сбои даже при выходе из строя как основного, так и резервного комплектов приборов за счёт изменения алгоритмов бортового программного обеспечения и состава задействованной для решения целевой задачи бортовой аппаратуры [2].

Для эффективной реализации всех режимов функционирования СУД разработка программного обеспечения проводится в несколько этапов [1,4, 5]:

- разработка технических описаний алгоритмов;
- программирование модулей математического обеспечения;
- автономная отладка;
- совместная отладка программ на эмуляторе наземного комплекса отладки (НКО);
- комплексная отладка программ на НКО.

Таким образом, алгоритм формирования программного движения в программном повороте МКА делится на несколько участков, на которых основными исполнительными органами являются магнитные исполнительные органы и двигатели-маховики, в качестве основной модели используется математический аппарат кватернионов. В случае ошибок управление передаётся специальному входящему в состав ПО СУД режиму управления при неисправностях.

Применяемые при создании алгоритмического и программного обеспечения функционирования МКА подходы позволяют достичь необходимых показателей надёжности и качества, требуемых в космической отрасли.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218.

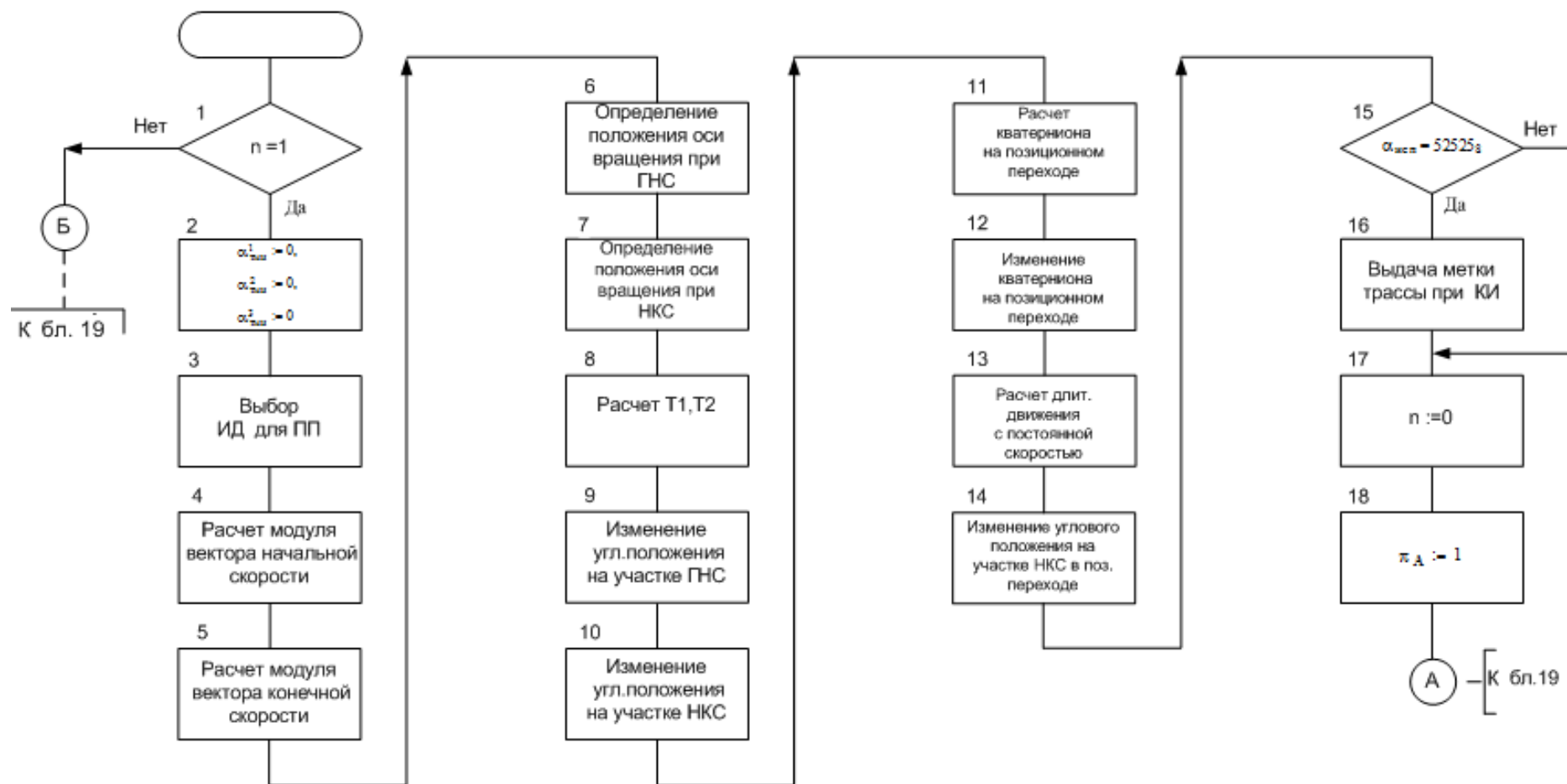


Рис. 1. Схема алгоритма формирования программного движения в программном повороте малого космического аппарата (лист 1)

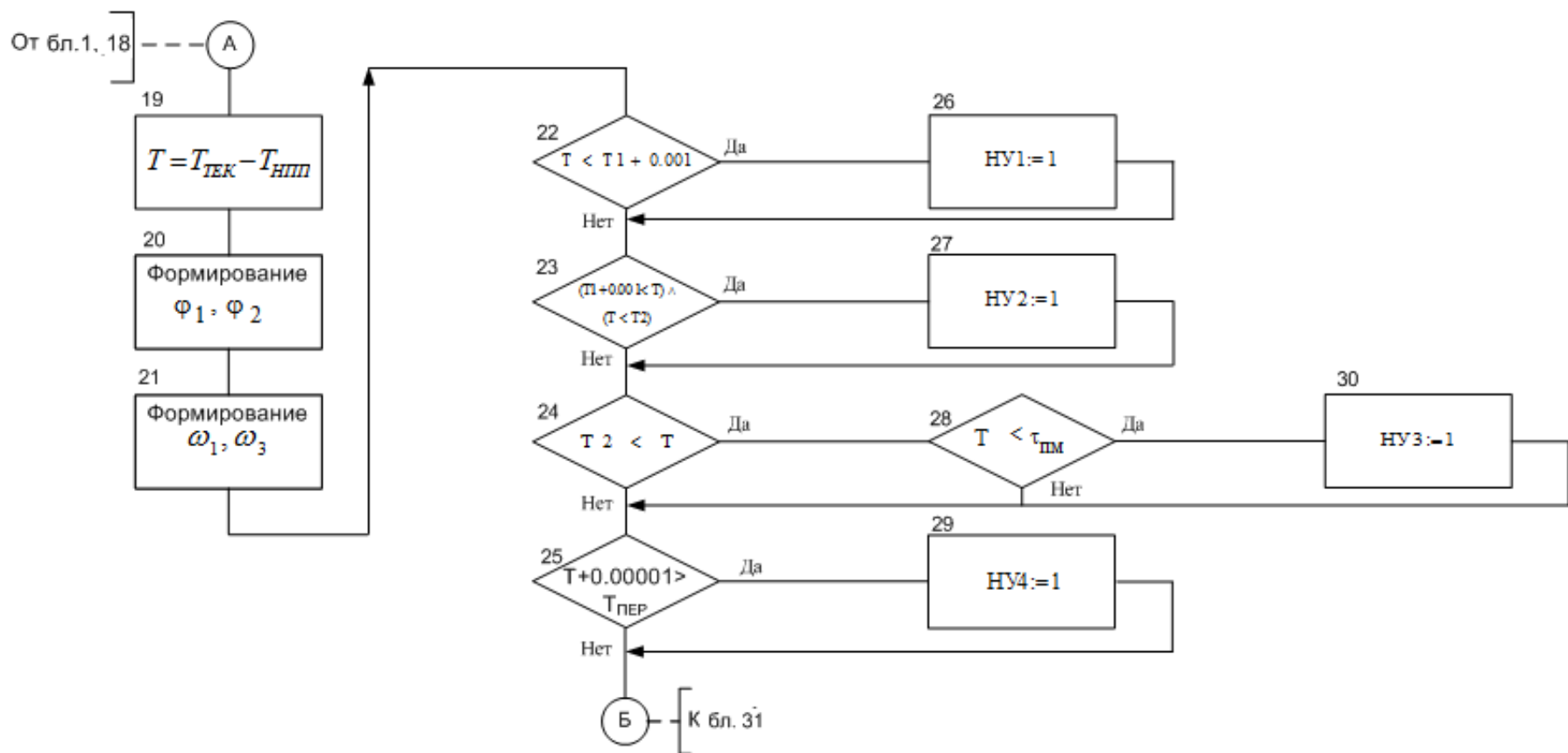


Рис. 1. Схема алгоритма формирования программного движения в программном повороте малого космического аппарата (лист 2)

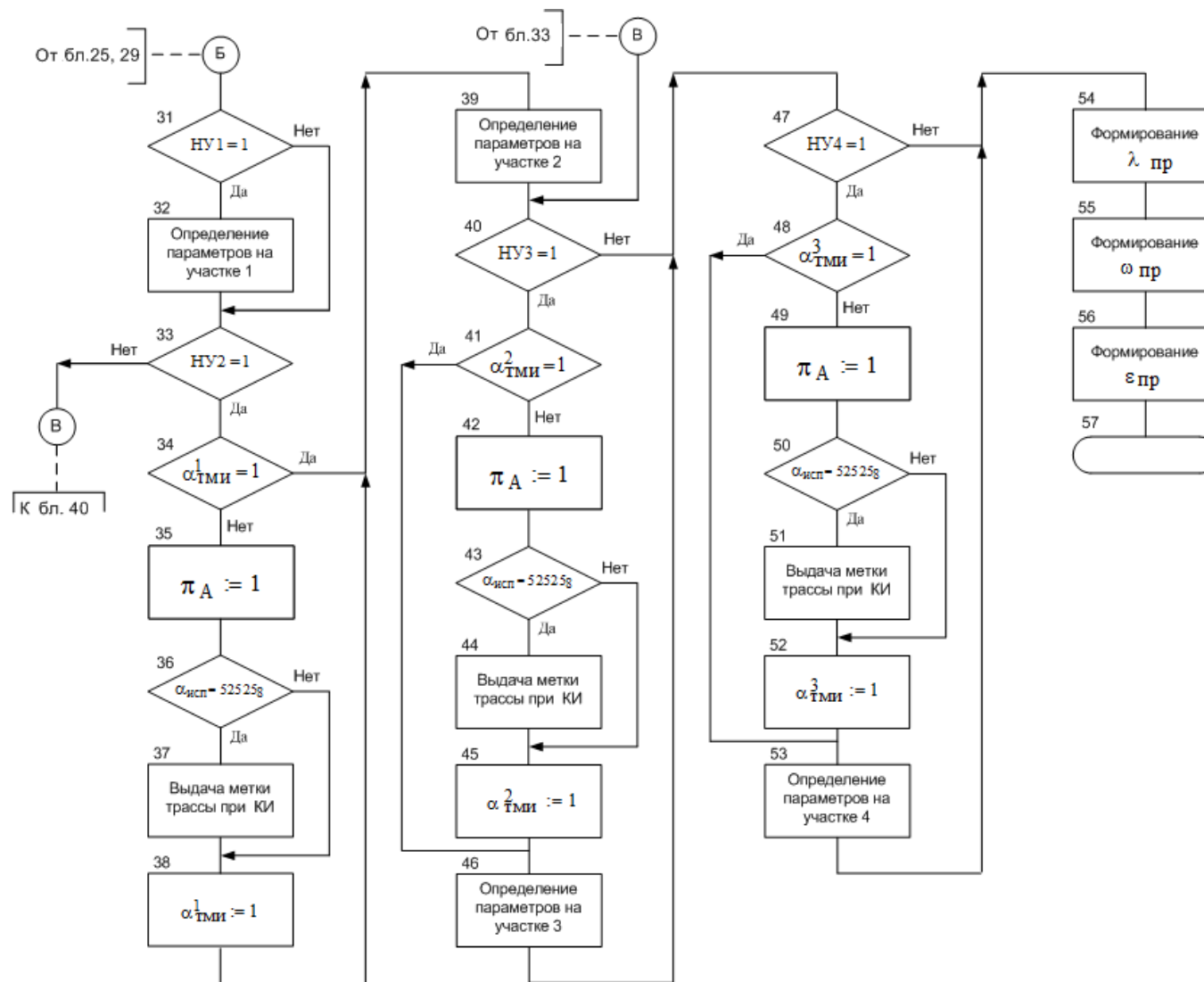


Рис. 1. Схема алгоритма формирования программного движения в программном повороте малого космического аппарата (лист 3)

Библиографический список

1. Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Мостовой Я.А., Соллогуб А.В. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: компьютерные технологии. М.: Машиностроение, 1998. 368 с.
2. Кирилин А.В., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии. М.: Машиностроение, 2010. 344 с.
3. Ильин И.А., Ермаков И.Е., Тюгашев А.А. Пути повышения надежности и качества программного обеспечения в космической отрасли // Управление большими системами: сб. трудов. 2012. № 39. С. 288-299.
4. Тюгашев А.А. Интегрированная среда для проектирования управляющих алгоритмов реального времени // Известия Российской академии наук: Теория и системы управления. 2006. № 2. С. 128–141.
5. Калентьев А.А., Тюгашев А.А. ИПИ/CALS технологии в жизненном цикле комплексных программ управления. Самара: Самарский научный центр РАН, 2006. 265 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. Область научных интересов: проектирование и производство космических аппаратов, системный анализ.

Филатов Артем Викторович, начальник отдела АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: innovatore@mail.ru. Область научных интересов: проектирование и производство систем ориентации и стабилизации, систем управления движением космических аппаратов.

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.

Область научных интересов: малые космические аппараты, электрореактивные двигатели, системный анализ, орбитальная инспекция.

Тюгашев Андрей Александрович, доктор технических наук, профессор кафедры программных систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: tau797@mail.ru. Область научных интересов: системы управления космических аппаратов, бортовое программное обеспечение, программные комплексы реального времени, автоматизация программирования и верификации.

Сопченко Елена Вильевна, кандидат технических наук, доцент кафедры программных систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: viljevna@yandex.ru. Область научных интересов: теоретическая информатика, математическое моделирование.

COMPUTATIONAL ALGORITHM OF FORMING PROGRAM MOTION IN A SCHEDULED TURN OF SMALL SPACECRAFT

© 2015 V. V. Salmin², A. V. Filatov¹, I. S. Tkachenko²,
A. A. Tyugashev², E. V. Sopchenko²

¹Progress Space Centre, Samara, Russian Federation

²Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

A mathematical model and software implementation of a computational algorithm of forming program motion in a scheduled turn of small spacecraft are described in the article. The algorithm is intended to calculate the key parameters of the path of a scheduled turn of small spacecraft, to specify the time moments when spacecraft motion has to be changed, and motion parameters at these points to determine the intervals characterized by the constancy of object motion laws and the positions of the object rotation axes during these intervals. Information on the equipment used (sensors, mechanisms, flywheels), the basic modes of operation, the principles of organizing the motion control system and flight control software is presented in the article. The AIST-2D Experimental Small Spacecraft has a mass of less than 500 kilograms and can operate on a near-circular orbit of 600 kilometers. The Spacecraft Orientation System comprises sensors and actuator mechanisms as well as its own computer. The Flight Control Software is organized as software incorporated in the technical system and implements full support of spacecraft motion control logic both in normal and abnormal situations. The software is subjected to a multiphase debugging process that ensures the achievement of the required indicators of quality and robustness.

Small spacecraft, onboard flight control software, motion control system, scheduled turn, algorithm, complex debugging.

References

1. Kozlov D.I., Anshakov G.P., Mostovoy Ya.A., Sollogub A.V. *Upravlenie kosmicheskimi apparatami zondirovaniya Zemly: komputernye tekhnologii*. [Computer technologies for control of observation spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1998. 368 p.
2. Kirilin A.V., Akhmetov R.N., Sollogub A.V., Makarov V.P. *Metody obespecheniya zhivuchestya nizkoorbitalnykh avtomaticheskikh KA zondirovaniya Zemly: matematicheskiye modeli, komputernye tekhnologii* [Methods for survivance's providing for low-orbit automatic Earth observation spacecrafts: mathematical models, computer technology]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2010. 344 p.
3. Ilyin I.A., Ermakov I.E., Tyugashev A.A. Ways to improve quality and reliability of software in aerospace industry. *Large-scale Systems Control*. 2012. V. 39. P. 288-299 (In Russ.).
4. Tyugashev A.A. Integrated environment for designing real-time control algorithms. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2006. V. 45, no 2. P. 287-300.
doi.org/10.1134/s1064230706020134
5. Kalentyev A.A., Tyugashev A.A. *IPI/CALS tekhnologii v zhiznennom cycle kompleksnykh program upravleniya* [CALS technologies in complex control programs' lifecycle] Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2006. 265 p.

About the authors

Salmin Vadim Viktorovich, Doctor of Science (Engineering), Deputy Head of the Space Engineering Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian

Federation. E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of Research: spacecraft design and construction, spacecraft control, system analysis.

Filatov Artem Viktorovich, Head of the Spacecraft Orientation Department, Progress Space Center, Samara, Russian Federation. E-mail: innovatore@mail.ru. Area of Research: design and manufacturing of spacecraft orientation and control systems.

Tkachenko Ivan Sergeevich, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Space Engineering Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: innovatore@mail.ru. Area of Research: small spacecraft, electric propulsion systems, system analysis, orbital inspection.

Tyugashev Andrey Alexandrovich, Doctor of Science (Computer Science), Professor of the Software Systems Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: tau797@mail.ru. Area of Research: automation of software systems, real time software, spacecraft control systems.

Sopchenko Elena Viljevna, Candidate of Science (Computer Science), Associate Professor of the Software Systems Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: viljevna@yandex.ru. Area of Research: theoretical informatics, mathematical modeling.

УДК 629.064.3:534.13

ИССЛЕДОВАНИЕ НИШЕЛЬНОГО СОЕДИНЕНИЯ ТРУБОПРОВОДА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

© 2015 В. М. Агафонов¹, А. А. Пыхалов²¹Иркутский национальный исследовательский технический университет²Иркутский государственный университет путей сообщения

В статье приведены результаты исследований динамического поведения сборного однопролётного трубопровода с соединением по наружному конусу под воздействием кинематического возбуждения. Рассматривались пять моделей трубопровода с различными условиями сопряжений в соединении по наружному конусу. Результаты получены с применением метода конечных элементов и решением контактной задачи механики твёрдого деформируемого тела. На первом этапе выполнено построение амплитудно-частотных характеристик для рассматриваемых моделей трубопровода. В результате показана зависимость амплитудно-частотных характеристик колебаний однопролётного трубопровода от условий сопряжений в сборном соединении трубопровода. В ходе исследования определено, что резонансная частота трубопровода изменяется при введении допускаемых зазоров в соединение по наружному конусу. Такое изменение может приводить к смещению резонансной частоты трубопровода в диапазон рабочих частот конструкции, что может привести к разрушению трубопровода. Отражено влияние внешнего динамического нагружения на распределение контактного давления в сборном соединении по наружному конусу при прохождении резонансной частоты. Данное распределение определяет герметичность соединения.

Система гидравлическая, аппарат летательный, динамика трубопроводов, соединение по наружному конусу.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-20-28

Эксплуатация трубопроводных систем летательных аппаратов (ЛА) всегда сопровождается наличием динамических процессов, вызываемых вибрацией агрегатов силовых установок, неравномерным потоком жидкости, колебаниями отдельных агрегатов и панелей под действием аэродинамических сил. Спецификой работы трубопровода при его динамическом нагружении является то, что явление резонанса в нём наступает попролётно. Это позволяет рассматривать отдельный пролёт трубопровода независимо от остальной части конструкции [1]. Спектр колебаний трубопровода представляет собой сложный комплекс, где, с одной стороны, имеется широкий набор собственных частот колебаний трубопровода вследствие наличия множества пролётов; а с другой – на трубопровод действуют многообразные источники возбуждения колебаний. Таким образом, нет чётко выделенного рабочего диапазона трубопроводной системы и по-

этому высока вероятность появления резонансных явлений при совпадении вынужденных и собственных частот трубопровода.

Для определения рабочего частотного диапазона трубопроводной трассы наиболее эффективными являются экспериментальные методы. Однако их применение при проектировании налагает определённые ограничения, вызванные трудоёмкостью и дороговизной проводимых экспериментов; велика и вероятность случайной ошибки. Существующие теоретические модели для анализа динамического поведения трубопроводных систем традиционно носят упрощённый характер. В частности, при расчёте не учитываются динамические свойства конструкции, зависящие от условий сопряжений деталей в сборной конструкции трубопровода и его крепления на ЛА. Отсутствие объективной информации о комплексе представленных конструктивно-силовых и техно-

логических факторов является потенциально опасным с точки зрения появления резонансных режимов [2]. Также классические теоретические модели динамического поведения трубопроводов рассматривают их в целом, но не учитывают влияние динамического возбуждения на места соединения трубопроводной трассы. Эти места соединений, как правило, заменяются сосредоточенными массами. Такое упрощение вводит ряд ограничений на использование этих моделей в расчётной практике. В частности, нельзя определить, какое влияние оказывает трубопроводная арматура на динамические характеристики трубопроводной системы в целом, в том числе преднапряжение от усилия затяжки.

Решение такого рода проблемы возможно при использовании метода конечных элементов (МКЭ) с решением контактной задачи взаимодействия соединяемых деталей.

Рассматривается динамическое поведение однопролётного трубопровода с соединением по наружному конусу под воздействием кинематического возбуждения для оценки влияния сборного соединения на амплитудно-частотные характеристики трубопровода, в том числе с зазорами в соединении. Выбор задачи, рассматриваемой в данной работе, обусловлен следующими причинами: не установ-

лено, каким образом влияют условия сопряжения на динамические характеристики поведения трубопровода в целом; не установлено влияние технологических неточностей (например, зазоров в соединении) на изменение резонансных частот трубопровода и на герметичность соединения.

Конструктивное исполнение трубопроводной арматуры регламентировано государственными стандартами. Соединение по наружному конусу изготавливается согласно ГОСТ 13954-74. Конструктивное исполнение соединения по наружному конусу представлено на рис. 1.

Типовые разрушения соединений трубопроводов по наружному конусу представлены на рис. 2. К ним относятся разрушения в зоне развальцованной части трубопровода и разрушения трубопровода за хвостовиком ниппеля.

Для проведения анализа был разработан ряд моделей пролёта трубопровода с соединением по наружному конусу. Длина пролёта составляет 500 мм, наружный диаметр трубопровода равен 8 мм с толщиной стенки 1 мм; размеры соединения выполнены согласно ГОСТ 13955-74, ГОСТ 13956-74, ГОСТ 13957-74, ГОСТ 139587-74, ГОСТ 13954-74.

Всего было рассмотрено пять вариантов моделей однопролётного трубопровода (рис. 3).

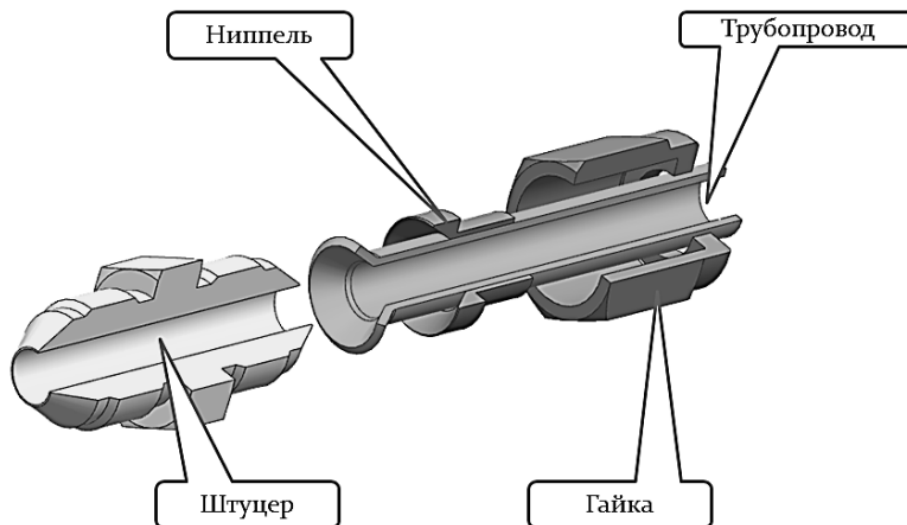


Рис. 1. Конструктивное исполнение соединения по наружному конусу

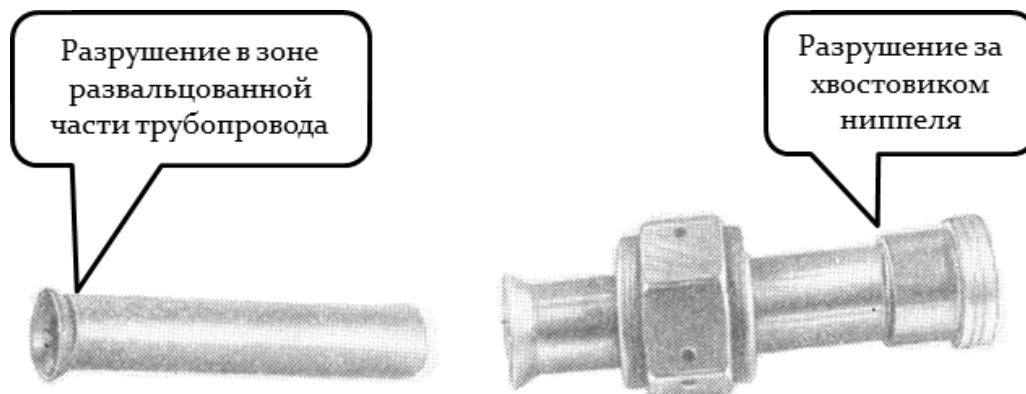


Рис. 2. Основные разрушения соединений по наружному конусу

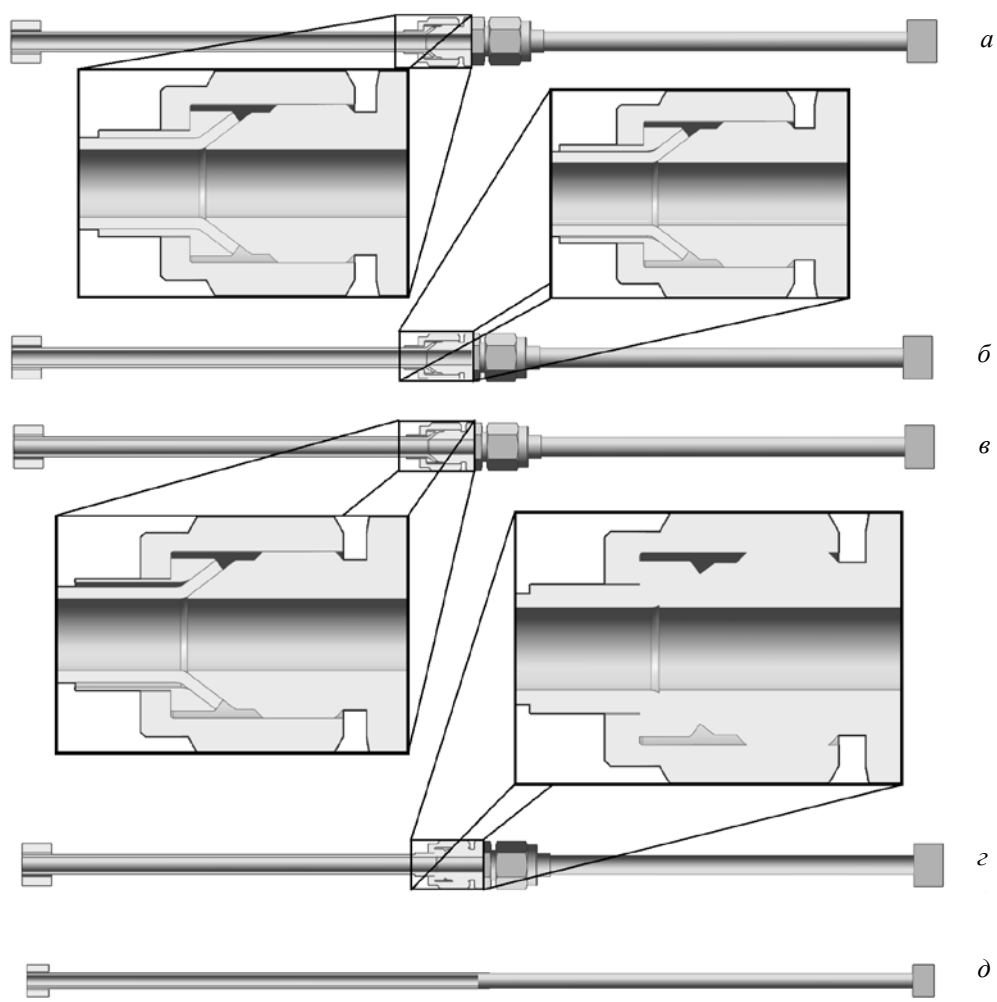


Рис. 3. Варианты рассматриваемых моделей трубопровода

На рис. 3, *а* представлена модель сборной конструкции трубопровода с соединением по наружному конусу, выполненная без зазоров (номинальные размеры соединения). На рис. 3, *б* представлена модель сборного трубопровода с соединением, выполненным с зазором 0,15 мм между ниппелем и трубопроводом. Зазор входит в допустимые предельные отклонения размеров деталей соединения по наружному конусу (ГОСТ 13977-74). На рис. 3, *в* представлена модель трубопровода с соединением, выполненным с зазором 0,4 мм между ниппелем и трубопроводом, зазор превышает допустимые предельные отклонения размеров деталей соединения по наружному конусу. На рис. 3, *г* представлена модель трубопровода с соединением, выполненным по концепции «монолитного» аналога сборной конструкции, т. е. без учёта модели контактного соединения деталей. На рис. 3, *д* представлена модель трубопровода без соединения.

Схема закрепления и нагружения рассматриваемых моделей представлена

на рис. 4. Одна опора закреплена неподвижно. К свободной опоре приложено кинематическое возбуждение, представляющее собой периодическое колебание с амплитудой в 1 мм и с изменением частоты колебания от 0 до 250 Гц за заданный период времени.

Усилие затяжки соединения, приложенное к накидным гайкам, соответствует ГОСТ 13977-74, где оно задано моментом затяжки, в модели же приложено осевым перемещением гайки по резьбе, возникающим в результате приложения момента к накидным гайкам.

Для анализа представленных конструкций были созданы конечно-элементные (КЭ) модели трубопровода для всех рассматриваемых вариантов. Общий вид КЭ модели представлен на рис. 5. Для моделирования использовались КЭ типа «изопараметрический гексаэдр». Контактное взаимодействие моделировалось при помощи специального контактного КЭ.

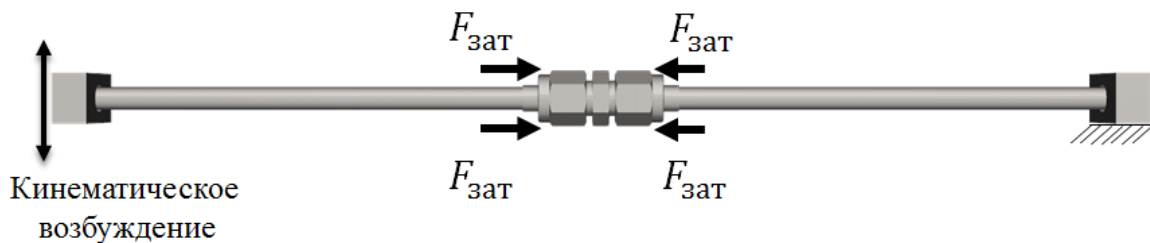


Рис. 4. Схема нагружения и закрепления

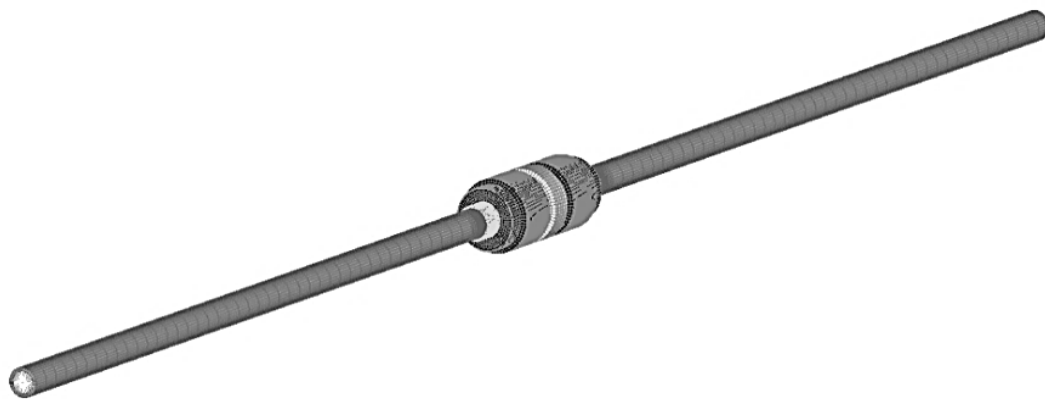


Рис. 5. Конечно-элементная модель исследуемого образца пролёта трубопровода

Контактное взаимодействие в модели учтено между всеми сопрягаемыми поверхностями. Обобщённая схема контактных поверхностей в соединении по наружному конусу представлена на рис. 6.

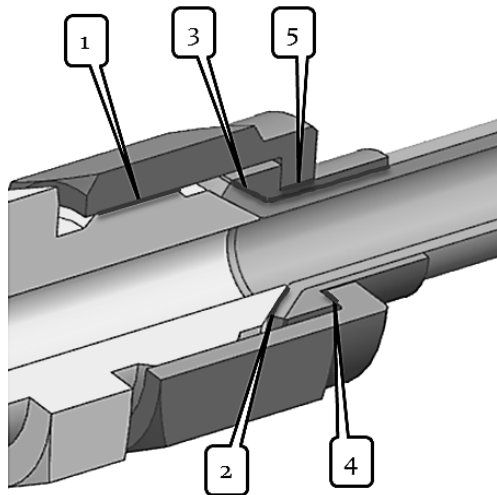


Рис. 6. Схема обобщённых контактных поверхностей в соединении по наружному конусу

Цифрами на рис. 6 обозначены сопряжения: 1 – по цилиндрическим резьбовым поверхностям; 2 – по коническим поверхностям штуцера и развальцованной части трубопровода; 3 – по внутренней части ниппеля с наружной поверхностью трубопровода; 4 – по кольцевым поверхностям стягивания гайки и ниппеля; 5 – нерабочая поверхность между хвостовиком ниппеля и гайкой (так же, как и сопряжения, требует установки контактного элемента).

В результате расчёта были получены частотные отклики для рассматриваемых трёх сборных конструкций трубопровода с соединением по наружному конусу: один для модели монолитного аналога сборной конструкции и один – для трубопровода без соединения. Графики зависимости амплитуды колебания трубопровода от частоты вынужденных колебаний рассматриваемых моделей показаны на рис. 7.

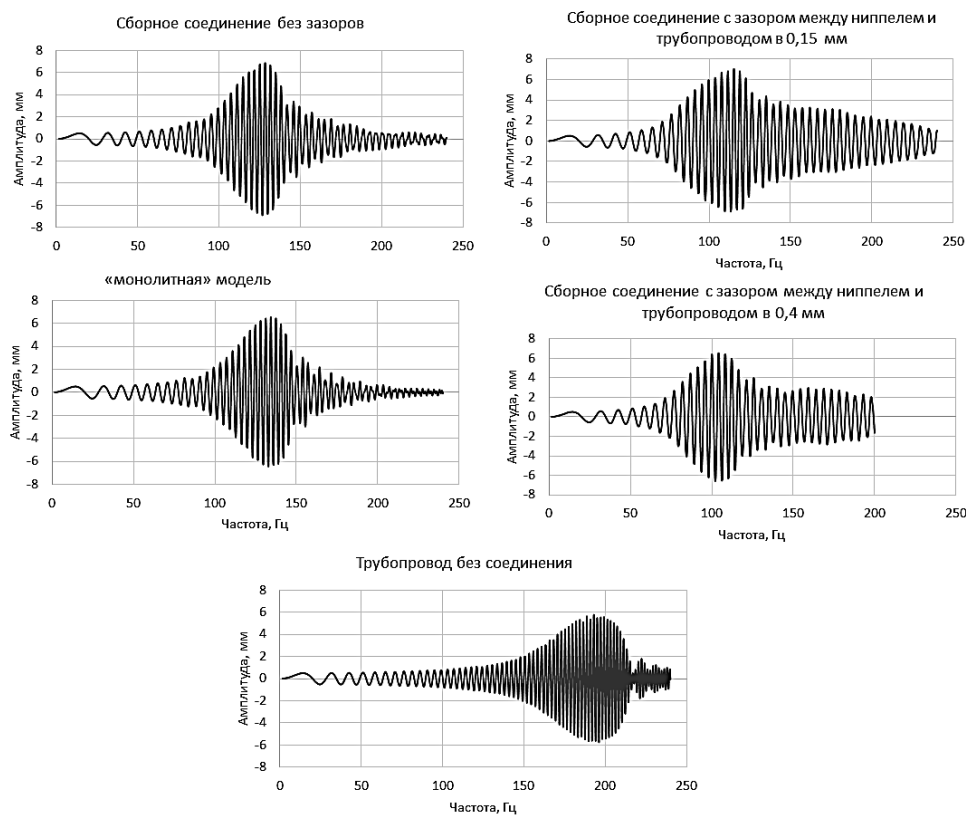


Рис. 7. Частотные отклики рассматриваемых моделей

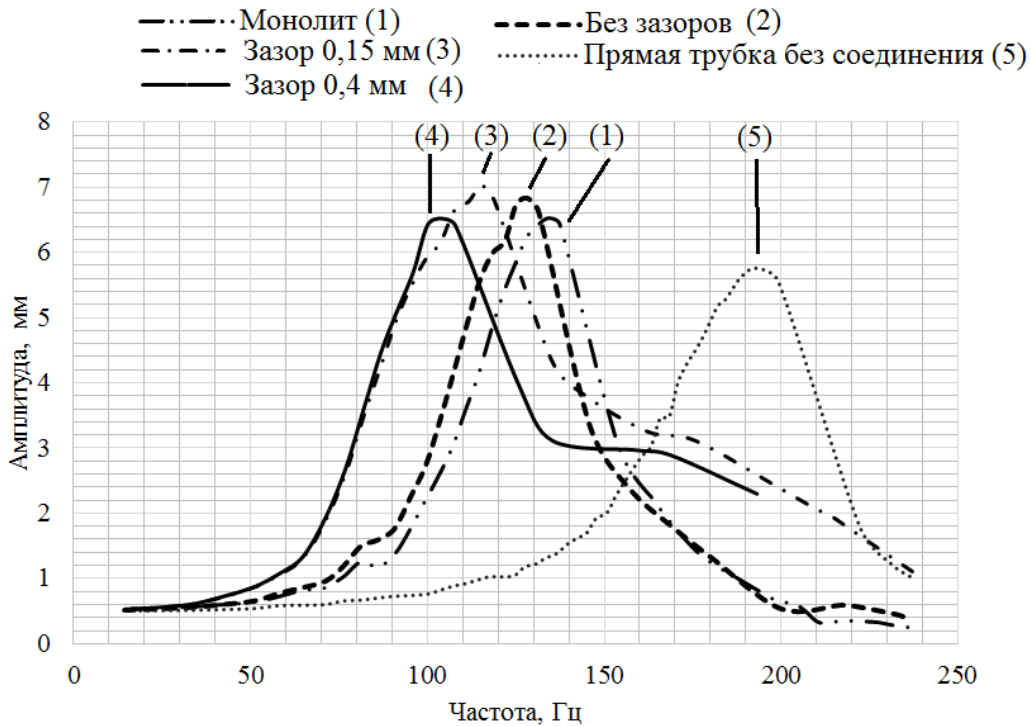


Рис. 8. Амплитудно-частотные характеристики

Для анализа влияния условий сопряжения все амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) представлены с наложением (рис. 8).

Результаты показывают, что введение в пролёт трубопровода соединения приводит к значительному снижению резонансной частоты и увеличению её ам-

плитуды. С учётом контакта в соединении резонансная частота вычисляется более точно. Увеличение зазоров (0,15 и 0,4 мм) между ниппелем и трубопроводом приводит к снижению резонансной частоты вследствие уменьшения жёсткости конструкции.

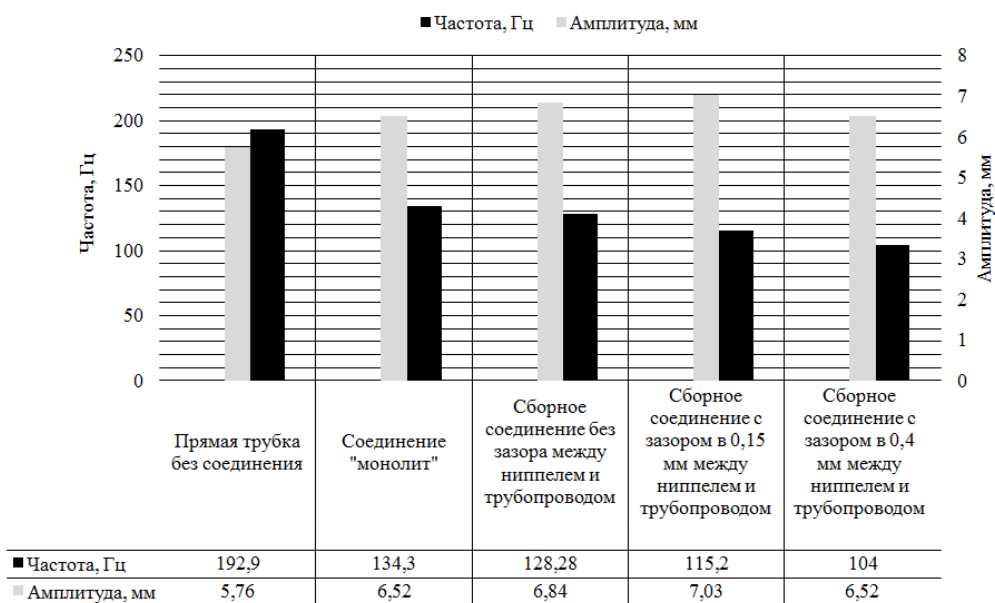


Рис. 9. Сравнение резонансных частот моделей и их амплитуд

На рис. 9 представлена сравнительная диаграмма частот и амплитуд для всех рассматриваемых образцов. Её анализ показывает следующее:

–ввод соединения в пролёт приводит к снижению резонансной частоты на 30% и увеличению амплитуды на 13%;

–учёт контактного взаимодействия приводит к изменению резонансной частоты ещё на 4%, амплитуды – на 5%;

–ввод в соединение зазора в 0,15 мм между ниппелем и трубопроводом приводит к изменению резонансной частоты относительно соединения без зазоров на 10%, амплитуды – на 3%;

–зазор между ниппелем и трубопроводом в 0,4 мм изменяет величину резонансной частоты относительно соединения без зазоров на 19%, амплитуды – на 5%.

Также видно, что при введении в соединение зазора в 0,4 мм (зазор превышает допустимые предельные отклонения размеров деталей соединения по наружному конусу) происходит снижение амплитуды колебаний. Предположительно это вызвано тем, что при одинаковом усилии затяжки соединения перемещение гайки по резьбе происходит на разную величину. Это, в свою очередь, вызывает перераспределение условий сопряжения в соединении, особенно при прохождении резонансной частоты, что приводит к снижению амплитуды. Отметим, что этот вопрос требует отдельного изучения.

Интерес представляет анализ характера распределения контактных давлений (КД) при резонансе с точки зрения обеспечения герметичности. На рис. 10 представлено распределение КД в соединении. Слева на рисунке представлено пятно КД при номинальной затяжке (величина КД приведена на шкале в МПа). Справа показано изменение пятна КД при динамическом нагружении, а точнее, в момент прохождения трубопровода через резонанс, при максимальной амплитуде. На

рис. 10, а представлено распределение КД в сборном соединении без зазоров. При динамическом нагружении пятно КД имеет очень неравномерное распределение по раструбе трубопровода, при этом размыкания пятна контакта не происходит, что говорит о сохранении герметичности соединения.

На рис. 10, б представлено распределение КД в соединении с зазором 0,15 мм между ниппелем и трубопроводом. Пятно КД также имеет неравномерное распределение, но уже происходит его размыкание. Это показывает, что соединение находится в близком к разгерметизации состоянии.

На рис. 10, в представлено распределение КД в соединении с зазором 0,4 мм между ниппелем и трубопроводом. Пятно КД распадается на две изогнутых дуги с большими зазорами между ними, что говорит о разгерметизации соединения.

Пятна КД при номинальной затяжке без внешнего динамического воздействия (рис. 10, слева) во всех рассматриваемых моделях носят равномерный и замкнутый характер, т.е. соединения являются загерметизированными.

Таким образом, получены следующие результаты:

–определены амплитудно-частотные характеристики и их изменения в зависимости от условий сопряжения и учёта зазоров в соединении;

–учёт контактного взаимодействия в соединении приводит к снижению резонансной частоты на 4%, а с учётом зазоров в соединении – до 19%. Такое изменение может привести к смещению резонансной частоты трубопровода в диапазон рабочих частот конструкции и к разрушению трубопровода;

–получены данные о влиянии динамического нагружения на распределение контактного давления в соединении, обеспечивающего его герметичность.

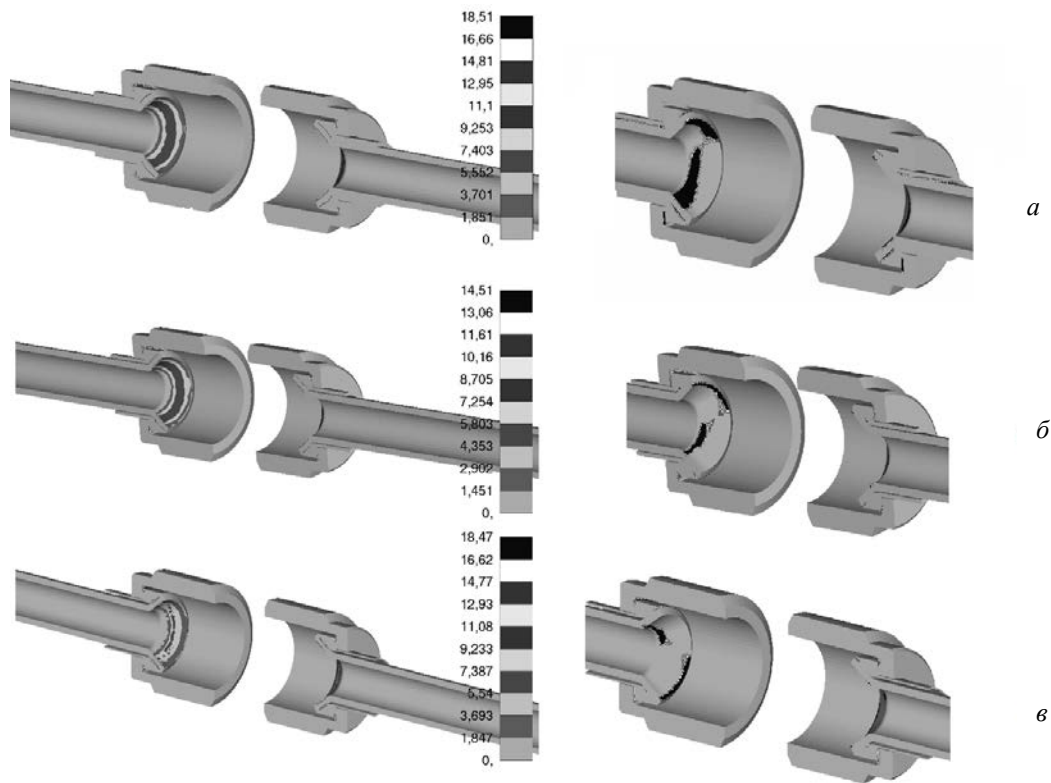


Рис. 10. Распределение контактных давлений в соединении

Библиографический список

1. Сапожников В.М., Лагосюк Г.С. Прочность и испытания трубопроводов гидросистем самолётов и вертолётов. М.: Машиностроение, 1973. 248 с.
2. Яхненко М.С. Динамика сборных конструкций трубопроводных систем с учётом условий сопряжения. Дис. ... канд. техн. наук. Иркутск, 2011. 168 с.

Информация об авторах

Агафонов Владимир Михайлович, аспирант кафедры сопротивления материалов и строительной механики, Иркутский национальный исследовательский технический университет. E-mail: mr_Agafo@mail.ru. Область научных интересов: моделирование динамических процессов трубопроводов методом конечных элементов с учётом контактного взаимодействия.

Пыхалов Анатолий Александрович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры механики и приборостроения, Иркутский государственный университет путей сообщения. E-mail: pikhalov_aa@irgups.ru. Область научных интересов: динамика и прочность конструкций с применением метода конечных элементов и контактной задачи твёрдого деформируемого тела.

RESEARCH OF A SLEEVE CONNECTION OF THE AIRCRAFT PIPELINE UNDER THE INFLUENCE OF DYNAMIC LOADING

© 2015 V. M. Agafonov¹, A.A. Pykhalov²

¹Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk, Russian Federation

²Irkutsk State Railway University, Irkutsk, Russian Federation

The article presents the results of analyzing the dynamic behavior of a prefabricated single-span pipeline with a tube connection on external cone under the influence of kinematic excitation. Five models of pipelines with different conjugation conditions in tube connection on external cone are described. The results have been obtained by using the finite element method and solving a contact problem of deformable body mechanics. At the first stage amplitude-frequency characteristics for the models of pipeline under consideration are constructed. The result shows the dependence of amplitude-frequency characteristics of the pipeline vibrations on the conjugation conditions in the collecting pipe connection. It was found in the process of research that the resonant frequency of the pipeline varies with introducing admissible gaps in the tube connection on external cone. This change may lead to a shift of the resonance frequency of the pipeline in the range of operating frequencies of the structure that may lead to the destruction of the pipeline. The article also reflects the influence of the external dynamic load on the distribution of contact pressure in the prefabricated tube connection on external cone while passing the resonance frequency. This distribution determines the tightness of connections.

Hydraulic system, aircraft, dynamics of pipelines, tube connection on external cone.

References

1. Sapozhnikov V.M., Lagosyuk G.S. *Prochnost' i ispytaniya truboprovodov gidrosistem samoletov i vertoletov* [Strength and hydraulic testing of pipelines aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 248 p.
2. Yakhnenko M.S. *Dinamika sbornykh konstruksiy truboprovodnykh sistem s uchetom usloviy sopryazheniya. Dis. kand. tekhn. nauk* [Dynamics of prefabricated piping systems subject to the conditions. Cand. eng. sci. diss.]. Irkutsk, 2011. 168 p.

About the authors

Agafonov Vladimir Mikhailovich, postgraduate student of the Department of Strength of Materials and Structural Mechanics, Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk, Russian Federation. E-mail: mr_Agafo@mail.ru. Area of Research: modeling of dynamic processes of pipelines by the finite element method taking into account contact interaction.

Pykhalov Anatoliy Alexandrovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Mechanics and Instrument Engineering, Irkutsk State Railway University, Irkutsk, Russian Federation. E-mail: pikhalov_aa@irgups.ru. Area of Research: investigation of dynamics and strength of structures using the finite element method and the contact problem of deformable solids.

УДК 620.92

ХАРАКТЕРИСТИКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ И ПОДВЕДЕНИЕ ПРОМЕЖУТОЧНЫХ ИТОГОВ ПО СОКРАЩЕНИЮ ПОТРЕБЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ СГАУ

© 2015 Е. И. Анищенко, В. В. Бирюк, М. Ю. Анисимов

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

Рассмотрены основные направления повышения эффективности использования энергоресурсов в государственных учреждениях. Определена область применения показателя энергетической эффективности в зависимости от поставленной цели анализа и дальнейшего использования. Отражена специфика деятельности СГАУ, в связи с чем отражена целесообразность ведения расчёта удельных затрат не только на студентов, но и на преподавательский состав, научных сотрудников и работников. Определена необходимость расчёта удельных показателей потребления тепловой энергии исходя из площади и объёма отапливаемых помещений. Разработка и реализация мероприятий по энергосбережению и повышению энергоэффективности систем снабжения энергетическими ресурсами – важнейший механизм достижения целей по созданию экономических и организационных условий эффективного использования энергоресурсов. Рассчитаны удельные показатели потребления тепловой энергии в динамике до и после проведения энергосберегающих мероприятий. Проведённое энергетическое обследование показало ряд проблем, где скрыт потенциал энергосбережения СГАУ, отражены проведённые энергосберегающие мероприятия. Подведены промежуточные итоги по сокращению потребления энергоресурсов и повышению энергетической эффективности СГАУ, в долгосрочной перспективе это ведёт к ощутимой экономии энергетических ресурсов и сокращению затрат на их оплату.

Повышение энергетической эффективности, потенциал энергосбережения, энергетическое обследование, энергетические ресурсы, удельный показатель, энергопотребление, динамика потребления, СГАУ.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-29-34

Основные направления повышения эффективности использования энергоресурсов в государственных учреждениях определены в федеральном законе «Об энергосбережении и повышении энергетической эффективности и о внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации» № 261-ФЗ от 23.11.2009 г., а также в Приказе Министерства экономического развития РФ от 17 февраля 2010 г. № 61 «Об утверждении примерного перечня мероприятий в области энергосбережения и повышения энергетической эффективности».

Показатели в области энергосбережения и повышения энергетической эффективности характеризуют деятельность по реализации мер, направленных на эффективное использование и экономное расходование топливно-энергетических

ресурсов (ТЭР) на всех стадиях их жизненного цикла.

Показатели энергосбережения необходимо учитывать:

- при планировании мероприятий по энергосбережению, а также при оценке эффективности проведённых работ;
- при проведении энергетических обследований;
- для статистической отчётности по эффективности использования энергетических ресурсов.

Наименование показателя энергосбережения зависит от конкретной цели дальнейшего анализа и использования. Научная, техническая, организационная, экономическая деятельность характеризуется несколькими показателями. Для учебных заведений актуальны следующие:

- фактической экономии ТЭР, в т.ч. за счёт нормирования энергопотребления; экономического стимулирования;

- снижения потерь ТЭР, в т.ч. за счёт оптимизации режимных параметров энергопотребления; проведения не требующих значительных инвестиций энергосберегающих мероприятий по результатам энергетических обследований; внедрения приборов и систем учёта ТЭР; подготовки кадров; проведения рекламных и информационно-коммуникационных кампаний.

Деятельность в области энергосбережения характеризуется абсолютными, удельными и относительными показателями энергопотребления, потерь энергетических ресурсов в ходе деятельности за определённый промежуток времени.

В настоящее время мониторинг показателей энергосбережения и повышения энергетической эффективности 65 вузов Приволжского федерального округа (ПФО), в состав которых входит СГАУ, осуществляется Нижегородским инвестиционным центром энергоэффективности, г. Нижний Новгород. Данным центром предложена «Методика анализа статистической отчётности по энергопотреблению и принципы создания индикаторов энергоэффективности», согласно которой произведена оценка показателей энергетической эффективности всех 65 вузов ПФО, а также определено среднее значение показателей по всем вузам.

Значение показателя «Удельные затраты на одного учащегося, рублей в год» составило 5368 рублей (данные по 2010 году). На рис. 1 приведены данные по удельным затратам на одного человека (включая студентов всех отделений, преподавателей, научных сотрудников и т.д.) по университету в целом и по студенческому городку СГАУ, в частности.

Достаточно сложно однозначно определить единицу измерения удельных показателей для университета. Сложность состоит в том, что СГАУ помимо образовательного процесса занимается научной деятельностью.



Рис.1. Сравнение удельных затрат

Деятельность СГАУ:

1. Учебная (довузовское образование, очная форма обучения, очно-заочная форма обучения, заочная форма обучения, аспирантура и докторантура, дополнительное профессиональное образование, подготовительные курсы, учебный центр ORT-НР).

2. Информационная (высокие показатели по оснащённости: в учебном процессе используется 69 компьютерных классов, в которых имеется около 1000 компьютеров; на базе ЦНИТ СГАУ организована региональная лаборатория Министерства образования и науки РФ по сертификации программных продуктов учебного назначения; на базе СГАУ организован региональный учебно-научный центр CALS/ИПИИ-технологий; на базе СГАУ создан ресурсный центр информатизации образования (СамРРЦИ); возобновлена деятельность лаборатории АСУ-вуз, которая совместно с другими подразделениями ведёт разработку интегрированной автоматизированной системы (ИАИС) управления университетом; на базе СГАУ функционирует межвузовский медиацентр).

3. Научная (организация научных исследований, научно-исследовательская работа студентов, подготовка кадров высшей квалификации, научно-исследовательская деятельность, инновационная деятельность, конкурсы научных проектов и грантов, научные конференции, выставки, защиты диссертаций, подготовка научных кадров).

4. Международная (проведение совместных научных исследований с зару-

бежными учёными, продвижение наукоёмких технологий и завершённых научно-технических работ на международный рынок, обмен научно-технической информацией, проведение международных научных конференций и семинаров, опубликование совместных с зарубежными партнёрами монографий и научных статей, различные виды международного сотрудничества для повышения квалификации профессорско-преподавательского состава, взаимный обмен студентами и аспирантами; университет проводит международные конференции и конференции с международным участием; периодически СГАУ принимал делегации Индии, Кении, КНР, Мадагаскара, Франции, Германии, Южной Кореи, США, Нидерландов, Швейцарии, Австрии, Италии, Израиля, которые знакомились с университетом, учебным процессом, научно-техническими разработками, устанавливали деловые связи).

5. Общественная (функционирует Наблюдательный (попечительский) совет

Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)).

Обучение студентов и ведение широкой научной деятельности требует больших площадей для размещения и содержания лабораторных установок, научных стендов, большого штата сотрудников, а также значительных затрат энергетических ресурсов.

Также нецелесообразно вести расчёт только на одного учащегося в год, так как по данным за 2011 г. помимо студентов (13 143 человека) в университете работают 2 515 человек преподавательского состава, научных сотрудников и работников.

Данные по численности представлены на рис. 2.

Удельные показатели потребления тепловой энергии в натуральном выражении целесообразно рассчитывать исходя из площади или объёма отапливаемых помещений. Указанные удельные показатели представлены на рис. 3.



Рис. 2. Изменение численности в 2007-2011 гг.



Рис. 3. Удельные показатели потребления тепловой энергии в 2007-2011 гг.

Разработка и реализация мероприятий по энергосбережению и повышению энергоэффективности в системах снабжения энергетическими ресурсами – важнейший механизм достижения целей по созданию экономических и организационных условий эффективного использования энергоресурсов. В СГАУ планомерно проводятся мероприятия по энергосбережению и повышению энергетической эффективности в соответствии с требованиями, предусмотренными федеральными и региональными нормативными актами [1]. Разрозненность и отдалённость корпусов СГАУ усложняет проведение мероприятий по энергоэффективности и энергосбережению топливно-энергетических ресурсов.

В качестве проводимых энергосберегающих мероприятий можно отметить следующие: планомерная замена оконных деревянных конструкций на новые энергосберегающие, установка светильников с датчиками движения, установка во всех общежитиях городка коммерческих узлов

учёта электрической энергии и переход на тарифы жилого сектора. Также проводятся беззатратные организационно-технические мероприятия по снижению потребления электрической энергии (своевременное выключение простаивающих энергопотребляющих устройств, светильников); беззатратные организационно-технические мероприятия по снижению потребления моторного топлива, в том числе оптимизация маршрутов передвижения транспортных средств, проводятся беззатратные организационно-технические мероприятия по снижению потребления воды (своевременное обнаружение утечек, контроль за состоянием запорной арматуры в санитарных узлах и на вводах) [2].

Помимо сравнения удельных показателей за аналогичный период представляет интерес сравнение удельных показателей после проведения энергосберегающих мероприятий в СГАУ. Динамика изменения показателей отражена на рис.4.



Рис. 4. Удельные показатели потребления тепловой энергии в 2009-2013 гг.

С 2009 по 2013 гг. значение удельных показателей потребления тепловой энергии сократилось на 23,6%, с 2011 по 2013 г. – на 19%, что говорит о стабильном эффекте снижения значений данных удельных показателей.

На настоящий момент организован учёт всех используемых энергетических ресурсов современными приборами, ведётся работа по своевременной поверке приборов учёта. Системы учёта соответствуют требованиям энергоснабжающих организаций и руководящих документов.

В СГАУ энергетическое обследование было проведено в 2012 г., разработанный энергетический паспорт зарегистрирован в Министерстве энергетики Российской Федерации. Также разработана и утверждена программа в области энергосбережения и повышения энергетической эффективности [2].

На сегодняшний день остаётся ряд проблем, в которых скрыт потенциал энергосбережения СГАУ. Среди них можно выделить следующие:

- отсутствие единой системы сбора и анализа информации об энергопотреблении учреждения;

- значительные потери тепла через ограждающие конструкции из-за устаревших основных фондов;

- значительные потери энергоресурсов из-за износа инженерных коммуникаций учреждения;

- незначительная доля использования в учреждении средств автоматизации осветительных сетей;

- необходимость внедрения автоматического регулирования для систем отопления и горячего водоснабжения в зависимости от погодных условий и времени суток;

- необходимость разработки и соблюдения системы планово-

предупредительных работ при обслуживании инженерных коммуникаций с целью продления их срока службы, повышения надёжности и снижения доли непроизводительных потерь.

В результате проведённой работы систематизированы и проанализированы достигнутые результаты, подведены промежуточные итоги по сокращению потребления энергоресурсов СГАУ, что в перспективе ведёт к дальнейшей экономии энергетических ресурсов и сокращению затрат на их оплату.

Работа выполнена сотрудниками ЦКП САМ-технологий на оборудовании ЦКП в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

Библиографический список

1. Мятишкин Г.В. Оценка энергетических рисков в контуре управления энергетическими затратами промышленных предприятий // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4 (4). С. 910-918.

2. Анищенко Е.И., Бирюк В.В., Угланов Д.А., Шахова Е.С., Панков А.Г.

Основные результаты проведения энергетического обследования в СГАУ // Материалы VII Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы современного социально-экономического развития». Самара: МИР, 2013. С. 83-84.

Информация об авторах

Анищенко Елена Игоревна, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: Elena170987@mail.ru. Область научных интересов: энергоэффективность, энерго-сберегающие технологии.

Бирюк Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени ака-

демика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: Teplotex_ssau@bk.ru. Область научных интересов: термодинамика.

Анисимов Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, директор Научно-образовательного центра газодинамических исследований, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: secfdr@ssau.ru. Область научных интересов: экология.

CHARACTERISTIC OF ENERGY EFFICIENCY INDEX AND DRAWING INTERMEDIATE CONCLUSIONS ON THE REDUCTION OF CONSUMPTION OF ENERGY RESOURCES AT SSAU

© 2015 E. I. Anishchenkova, V. V. Biryuk, M. J. Anisimov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The main directions of improving energy efficiency at state institutions are discussed. The area of using the energy efficiency index depending on the purpose of analysis and further application is specified. The specific character of SSAU activities is shown. In this connection the expedience of taking into account the specific energy costs not only for the students but for the teaching staff, the research force and the personnel is indicated. The necessity of calculating the indices of heat energy consumption on the basis of the area and volume of the heated space is determined. Development and implementation of energy-saving and energy-efficiency measures are essential mechanisms of reaching the target of creating economic and organizational conditions for efficient use of energy resources. Specific indicators of heat energy consumption over time, before and after taking energy-saving measures are calculated. The energy survey revealed a number of problems, in which the energy saving potential of SSAU is hidden. The energy-saving measures taken are presented. Intermediate conclusions on reducing energy consumption and improving the energy efficiency of SSAU are drawn, in the long run it leads to tangible energy savings and reduction of costs.

Increasing energy efficiency, potential of energy-saving, energy inspection, energy resources, specific index, energy consumption, dynamics of consumption, SSAU.

References

1. Myatishkin G.V. The estimation of risks in the control loop power consumption of the industrial enterprises. *Izvestiya Samar-skogo nauchnogo tsentra RAN*. 2010. V. 12, no. 4 (4). P. 910-918. (In Russ.)
2. Anishchenkova E.I., Biryuk V.V., Uglanov D.A., Shahova E.S., Pankov A.G. The main results of energy audit at SSAU. *Materials VII International scientific-practical conference «Actual problems of modern social-economic development»*. Samara: IMI Publ., 2013. P. 83-84. (In Russ.)

About the authors

Anishchenkova Elena Igorevna, postgraduate student of the Department of Heat Engineering and Heat Engines, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: Elena170987@mail.ru. Area of Research: energy efficiency, energy-saving technologies.

Biryuk Vladimir Vasiljevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of the Department of Heat Engineering

and Heat Engines, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: Teplotex_ssau@bk.ru. Area of Research: thermodynamics.

Anisimov Mikhail Yurievich, Doctor of Science (Engineering), Director of Scientific and Educational Center of Gas-Dynamic Research, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: secfdr@ssau.ru. Area of Research: ecology.

УДК621.431.75

РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ДВС С ПОМОЩЬЮ ANSYS С УЧЁТОМ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

© 2015 В. В. Бирюк¹, А. А. Горшкалёв¹, С. С. Каюков¹, Е. А. Сайгаков²

¹ Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

² АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

Представлена методика моделирования рабочих процессов двигателя внутреннего сгорания с использованием CAD/CAE – технологий. Рассмотрены вопросы моделирования газодинамических и тепловых процессов в четырёхтактных двигателях внутреннего сгорания с использованием программы ANSYS Fluent и ANSYS Steady-State Thermal, позволяющей получать поля распределений основных термодинамических параметров. Особое внимание уделяется созданию методики прочностного исследования, а также особенностям её настройки для решения задач, связанных с проектированием двигателей внутреннего сгорания.

Двигатель внутреннего сгорания, ANSYS, Fluent, CAD/CAE-технология, трёхмерная модель, сеточная модель, газодинамический расчёт, тепловой расчёт, прочностной расчёт

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-35-43

Целью работы является повышение точности определения нагрузок, действующих на детали кривошипно-шатунного механизма (КШМ) двигателя внутреннего сгорания (ДВС), за счёт учёта неравномерности газодинамических и тепловых параметров рабочего цикла. Для достижения поставленной цели были решены следующие основные задачи - проведена численная оценка влияния температуры и давления газов на элементы КШМ в программном комплексе *ANSYS Fluent* и *ANSYS Steady-State Thermal*, разработана методика прочностного исследования.

Решение задач достигалось с помощью МКЭ, компьютерного моделирования и платформы *ANSYS Workbench* с использованием модулей *ANSYS Fluent*, *ANSYS Steady-State Thermal* и *ANSYS Static Structural*.

Описанная методика предназначена для оптимизации проектных разработок на ранних стадиях, что, в свою очередь, снижает стоимость выпускаемой продукции, помогает проектным отделам сокращать цикл разработки нового изделия и сводить к минимуму количество натурных испытаний.

Новизна заключается в разработке методики проведения связанных расчётов с учётом неравномерности параметров рабочего цикла (газодинамики, теплообмена в цилиндре) и прочностного расчёта конструкции.

Данная работа содержит:

- методику расчёта газодинамики в камере сгорания;
- методику расчёта теплового состояния элементов КШМ;
- методику прочностного расчёта элементов КШМ.

Построение трёхмерной модели было выполнено в CAD программе SolidWorks. Построены 3-D модели поршня, пальца, шатуна, крышки шатуна, втулки и коленчатого вала. После этого была выполнена сборка элементов и подготовка её к расчёту (рис. 1), согласно схеме, изображённой на рис. 2.

Расчёт выполнялся в 3 этапа (рис. 3). На первом этапе в программном комплексе *ANSYS Fluent* был выполнен газодинамический расчёт КС, на втором этапе – расчёт теплового состояния поршня в программном комплексе *ANSYS Steady-State Thermal* для подтверждения его ра-

ботоспособности при работе в условиях повышенной температуры. Полученные значения температур и давления были переданы в *ANSYS Static Structural* в качестве граничных условий, где были получены эквивалентные напряжения и запасы прочности всех элементов КШМ.

Для расчёта газодинамических процессов в программе *ANSYS Fluent* была автоматически загружена созданная сеченная модель объёма камеры сгорания (КС) двигателя (рис. 4).



Рис. 1. Модель КШМ

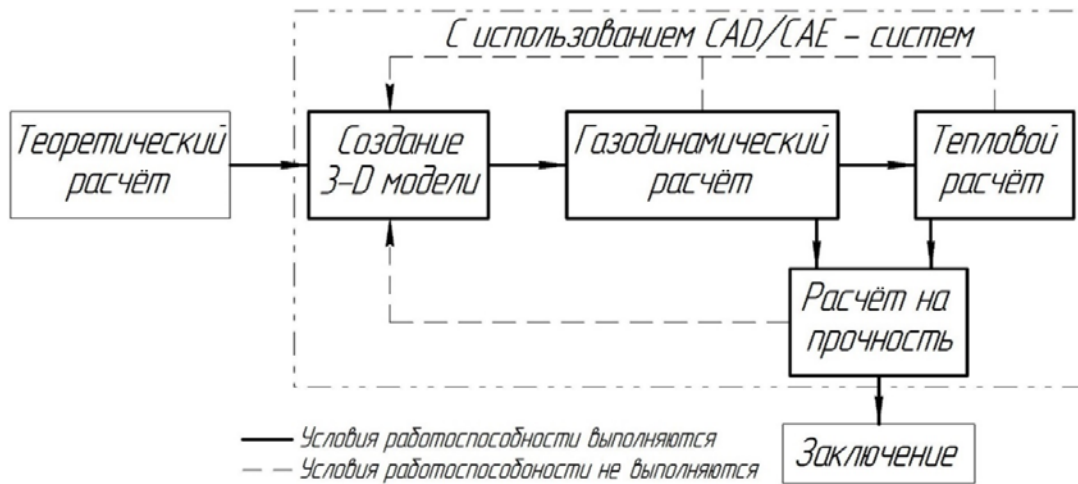


Рис. 2. Схема расчёта

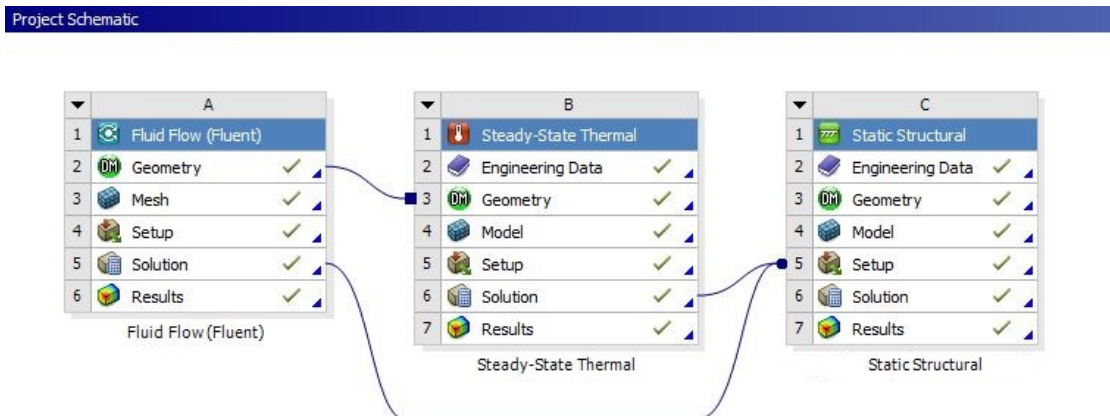


Рис. 3. Схема расчёта в ANSYS Workbench

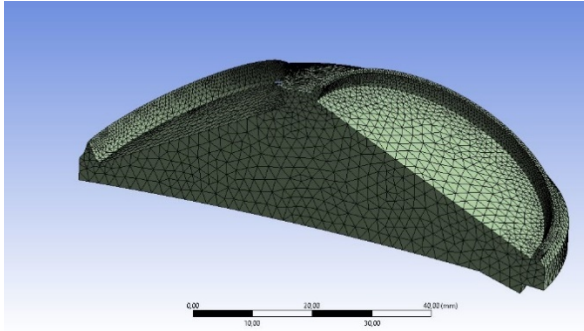


Рис. 4. Сеточная модель

Для газодинамического расчёта был выбран нестационарный метод моделирования с учётом турбулентных течений. Учитывая сложность задачи, использовалась $k-\varepsilon$ модель турбулентности. Для учёта теплообмена и теплопередачи к решению было подключено уравнение энергии. Для моделирования процесса горения была выбрана смесь $n\text{-octane-air}$.

В результате расчёта были получены поля распределения давления и температуры в камере сгорания, изображённые на рис. 5, 6.

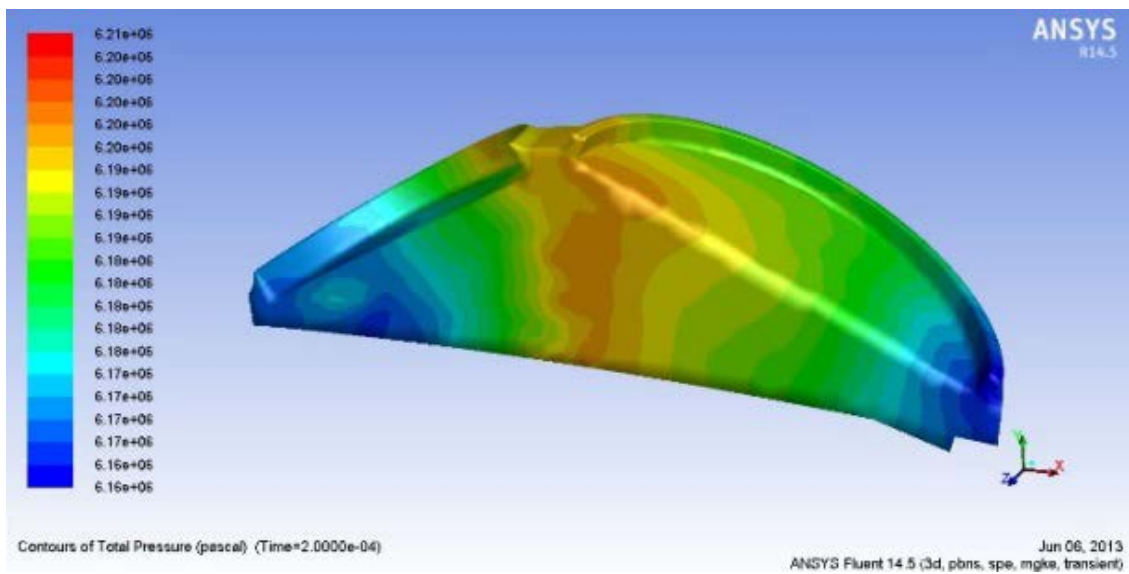


Рис. 5. Распределение давления в КС

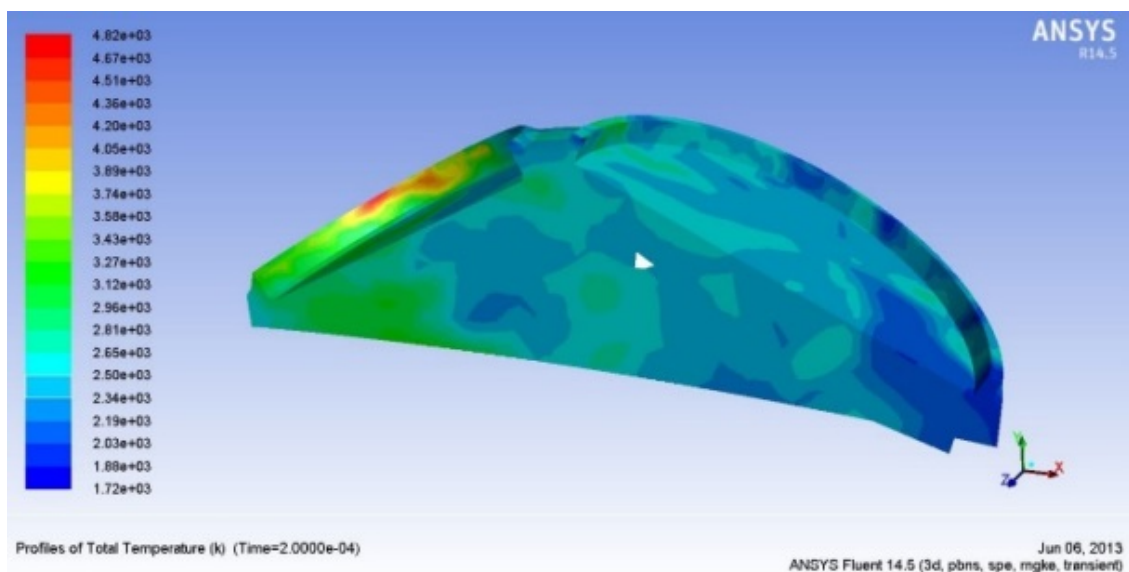


Рис. 6. Распределение температуры в КС

Максимальное давление в цилиндре достигает 6,21 МПа. Средние показатели по объёму камеры сгорания: давление сгорания – 6,18 МПа, температура в конце процесса горения – 2514 К. Результаты расчета газодинамики на этапе расчёта на прочность были экспортированы в *ANSYS Static Structural* в качестве граничного условия.

Поршень является важнейшей деталью двигателей внутреннего сгорания. При работе двигателя поршень испытывает высокие тепловые и механические нагрузки. Во время работы поршень непосредственно находится в соприкосновении с раскалёнными газами и интенсивно от них нагревается. Отвод же тепла от поршня затруднителен и происходит в стенки цилиндра через кольца и частично в масло, находящееся в картере.

Для решения задачи теплового анализа использовались поршень, палец, кольца и гильза. В качестве граничных условий приняты заданные коэффициенты теплоотдачи α и температура T (рис.7). Суммарный теплообмен между днищем поршня и газом характеризуется средним за цикл коэффициентом теплоотдачи α и результирующей температурой цикла. Данные параметры были определены в ходе расчёта с помощью программного комплекса *ANSYS Fluent* и являются граничными условиями на днище поршня, при расчёте в программе *ANSYS Steady-State Thermal*:

$$T_{cp} = 1063^{\circ}\text{C}, \alpha_{cp} = 650 \text{ Вт/м}^2 \cdot ^{\circ}\text{C}.$$

Расчёт теплового состояния поршня на установившемся режиме работы двигателя заключается в определении его температурного поля. За критерий работоспособности поршня принимается температура в канавке первого поршневого кольца, которая не должна превышать 220°C ,

и температура днища, которая не должна быть более 350°C .

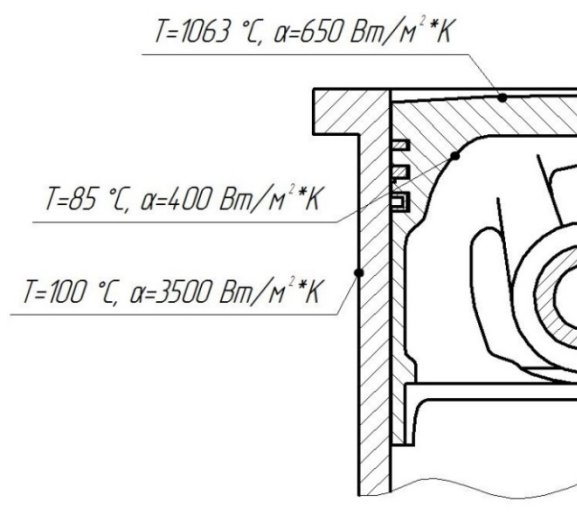


Рис. 7. Граничные условия

В результате расчёта было получено поле температур поршня, изображённое на рис. 8.

Максимальная температура поршня 296°C , температура в канавке первого поршневого кольца не превышает 200°C .

Эти данные стали граничными условиями в программе *ANSYS Static Structural*.

После выполнения газодинамического и теплового расчётов был использован следующий компонент расчётной схемы *ANSYS Static Structural* (рис. 3).

Каждому элементу КИМ был выбран материал с соответствующими характеристиками, настроены контакты между ними и наложена сетка (рис. 9).

Расчёт был выполнен для режима, при котором детали работают в наиболее тяжёлых условиях. Это режим максимального крутящего момента при частоте вращения 3200 об/мин , когда давление газов в цилиндре достигает наибольшего значения. Согласно газодинамическому расчёту в программе *ANSYS Fluent*, оно равно $6,2 \text{ МПа}$ при угле поворота коленчатого вала, равном 10° после ВМТ.

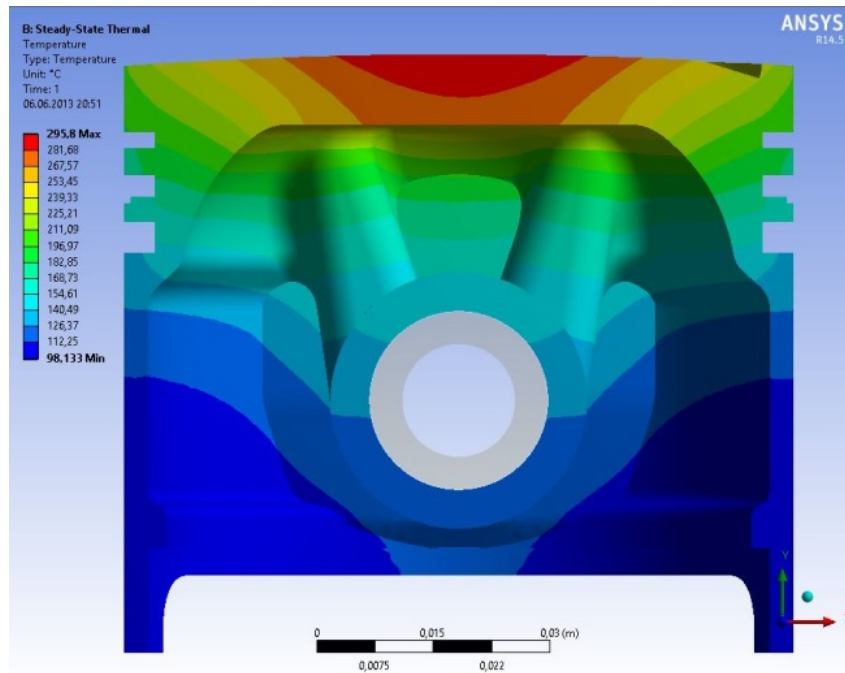


Рис. 8. Распределение температуры поршня

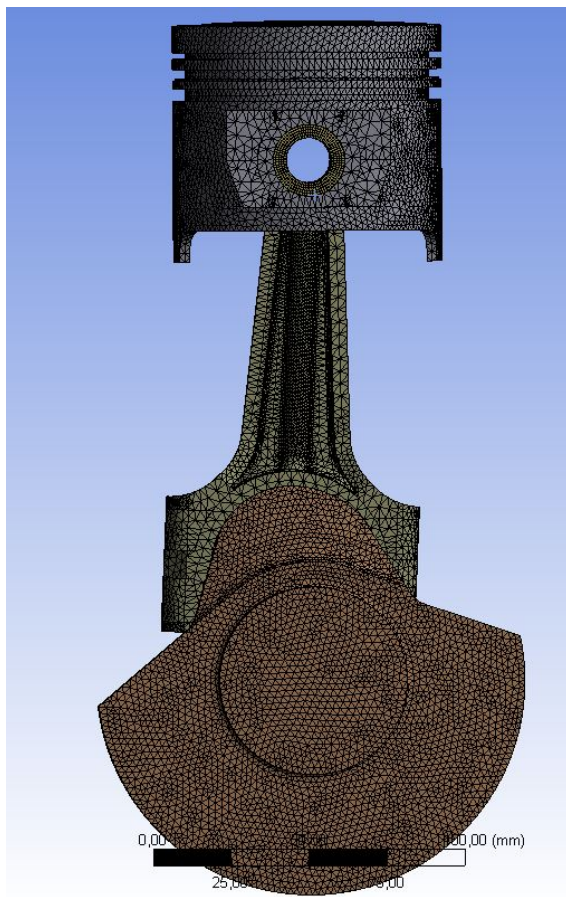


Рис. 9. Сеточная модель КШМ

Программный комплекс ANSYS Workbench позволяет передавать данные из одного расчёта в другой, что способствует более точной оценке конструкции, без осреднения параметров. Из газодинамического расчёта было передано в ANSYS Static Structural давление газов на днище поршня. При этом можно видеть направление векторов приложенной силы и её величину. На рис. 10 представлена визуализация распределения газовой силы P_r . Для расчёта неравномерно нагретый поршень ДВС, находящийся в упругом состоянии, нагружен температурой из ранее выполненного теплового расчёта в ANSYS Steady-State Thermal. Коренная шейка закреплена от перемещений и вращений по цилиндрической поверхности контакта с вкладышем. По завершении вычислений построены поля напряжений для всех элементов модели и их запас прочности (рис. 11, 12).

Анализ напряжений показывает, что уровень напряжений каждого элемента ниже пределов текучести соответствующих им материалов. Как видно из табл.1, все элементы удовлетворяют требованиям по запасу прочности. Запас прочности всей модели принимается по наименьшему значению всех элементов и равен 2,16.

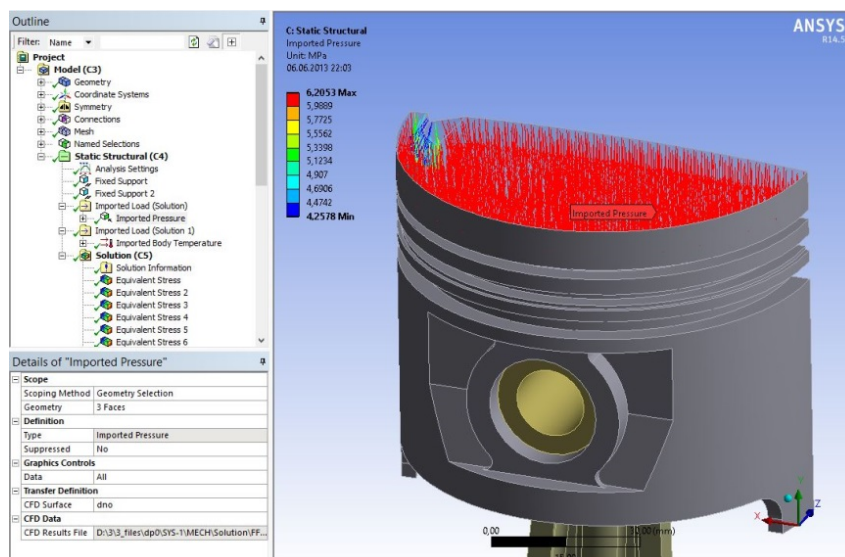


Рис. 10. Давление газов

Таблица 1. Результаты расчёта

Элемент	Напряжения, МПа	Запас прочности	Деформация, мм
Поршень	181	2,16	0,21
Палец	295/77,2	3,4 /3	0,16
Втулка	262	2,2	0,1
Шатун	337	2,9	0,1
Вкладыш	128	4,5	0,014
Коленвал	59	12,1	0,012

В результате выполнения данной работы были получены следующие результаты:

- 1) построена трёхмерная модель цилиндропоршневой группы ДВС;
- 2) разработана методика моделирования газодинамических процессов в камере сгорания в программе *ANSYS Fluent*;
- 3) разработана методика расчёта теплового состояния элементов КШМ в процессе работы двигателя в программе *ANSYS Steady – State Thermal*;
- 4) разработана методика расчёта на прочность кривошипно-шатунного механизма ДВС в программе *ANSYS Static Structural*.

Анализ проведённых расчётов показал, что средняя температура в камере сгорания в конце процесса горения достигает 2514 К, давление 6,18 МПа. Тепловой анализ показал, что температура поршня во время работы достигает 296 °С, температура в канавке первого поршневого кольца не превышает 200 °С. Критерии

работоспособности выполняются. Расчёт на прочность показал, что уровень напряжений каждого элемента ниже пределов текучести соответствующих им материалов. Запас прочности всей конструкции принимается по наименьшему значению всех элементов и равен 2,16.

Использование данной методики проведения расчётов позволяет получать более точные расчётные данные за счёт выполнения связанных задач, исключая осреднение переходных параметров. Это, в свою очередь, сокращает количество натурных испытаний, что приводит к сокращению времени и стоимости разработки и доводки двигателя.

Однако, приведённые модели являются удовлетворительными только для расчётов уровня первого приближения. Для повышения точности расчётов необходимо для граничных условий стенок и рабочего тела вносить больше статистических данных, полученных при различных исследованиях и испытаниях, а также при

построении конечно-элементных сеток закладывать зоны с блочными элементами для моделирования пограничного слоя, что в свою очередь обеспечит возможность применения моделей турбулентности высшего порядка.

Работы выполнены сотрудниками ЦКП САМ-технологий на оборудовании ЦКП в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

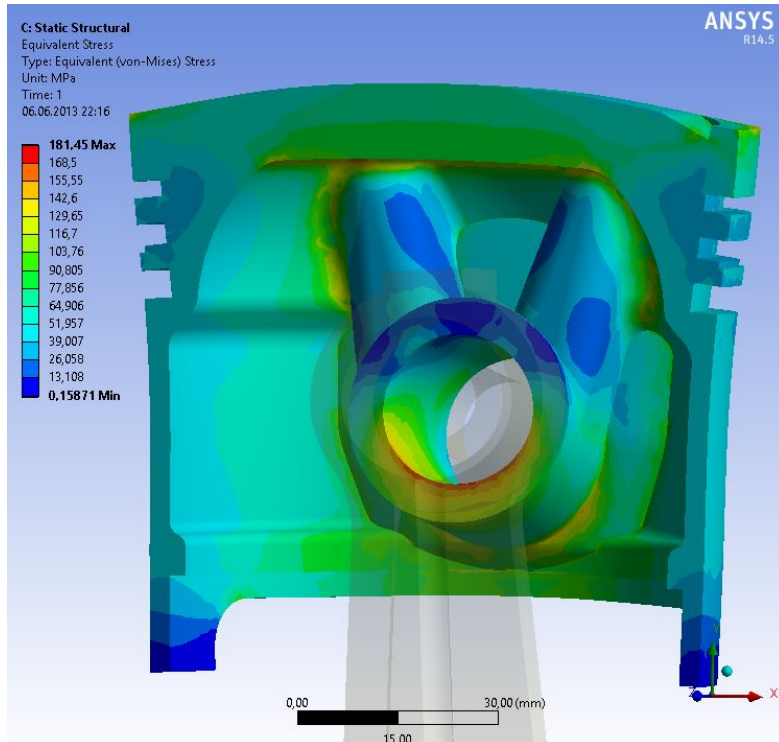


Рис. 11. Распределение напряжений в поршне

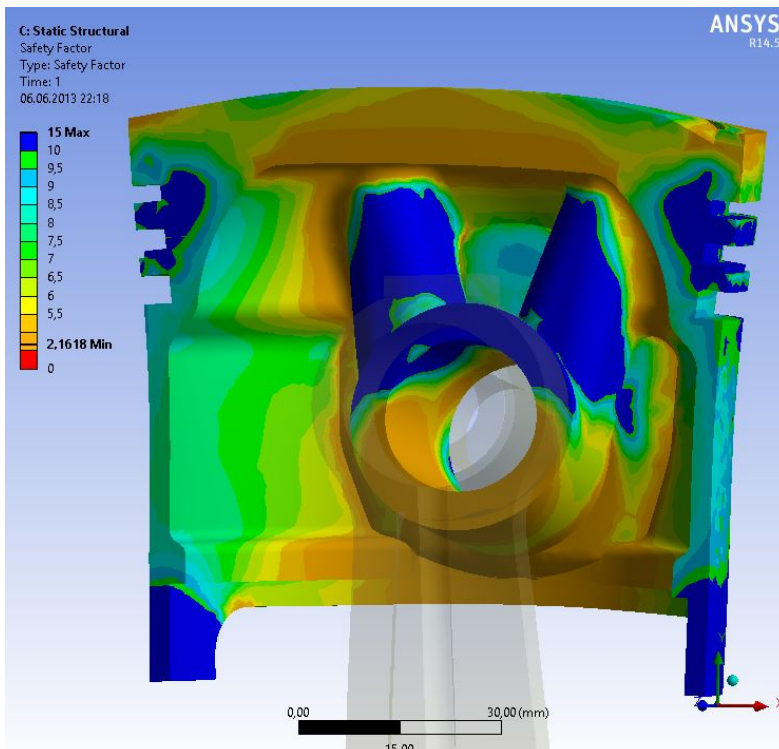


Рис. 12. Запас прочности поршня

Библиографический список

1. Гоц А.Н. Расчёты на прочность деталей ДВС при напряжениях, переменных во времени: учеб. пособие. Владимир: Владимирский гос. ун-т, 2005. 124 с.
2. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин: учеб. пособие. Машиностроение, 1993. 640 с.
3. Бирюк В.В., Горшкалёв А.А., Сморгалов Д.В., Угланов Д.А. Моделирование тепловых и газодинамических процессов в двухтактном поршневом двигателе с помощью программы «FLUENT»: электрон. учеб. пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2011. 73 с.
4. Бирюк В.В., Горшкалёв А.А., Каюков С.С., Угланов Д.А. Моделирование тепловых процессов в камере сгорания поршневого двигателя с непосредственным впрыском: уч. пособие. Самара: Самарский гос. аэрокосмический университет, 2012. 85 с.
5. Анисимов М.Ю., Бирюк В.В., Горшкалёв А.А., Каюков С.С., Угланов Д.А. Создание конечно-элементной сетки цилиндропоршневой группы ДВС. Самара: Самарский гос. аэрокосмический ун-т, 2013. 45 с.
6. Бирюк В.В., Горшкалёв А.А., Каюков С.С., Угланов Д.А. Моделирование газодинамических и тепловых процессов в цилиндропоршневой группе ДВС с использованием CFD-пакетов: электрон. учеб. пособие. Самара: Самарский гос. аэрокосмический ун-т, 2013. Электронные текстовые и граф. дан. (2,96 Мбайт).

Информация об авторах

Бирюк Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: teplotex_ssau@bk.ru. Область научных интересов: теплообмен в закрученных потоках жидкости и газа, энергоресурсосбережение.

Горшкалёв Алексей Александрович, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: AGorsh@bk.ru. Область научных интере-

сов: моделирование рабочих процессов тепловых машин.

Каюков Сергей Сергеевич, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: street999@mail.ru. Область научных интересов: моделирование процессов тепловых машин.

Сайгаков Евгений Аркадьевич, инженер, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс». E-mail: korvinc63@gmail.com. Область научных интересов: моделирование рабочих процессов тепловых машин.

STRENGTH ANALYSIS OF INTERNAL COMBUSTION ENGINE ELEMENTS BY USING ANSYS WITH TAKING INTO ACCOUNT HEAT PROCESSES IN THE COMBUSTION CHAMBER

© 2015 V. V. Biryuk¹, A. A. Gorshkalev¹, S. S. Kayukov¹, E. A. Saigakov²

¹Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

²Space Rocket Center "Progress", Samara, Russian Federation

A procedure of modeling working processes of internal combustion engines (ICE) by using CAD/CAE software is presented. Issues of modeling gas- dynamic and heat process in 4-stroke internal combustion engines by using *ANSYS Fluent* and *ANSYS Steady-State Thermal* software which allows obtaining the fields of distribution of the principal thermodynamic parameters are discussed. Special attention is paid to developing a method of strength analysis and the peculiarities of adjusting it to solving of the tasks connected with internal combustion engine designing.

Internal combustion engine, ICE, ANSYS, Fluent, Steady-State Thermal, CAD/CAE software, 3-d model, mesh, computational fluid dynamics, heat calculations, strength analysis.

References

1. Goc A.N. *Raschety na prochnost' detaley DVS pri napryazheniyakh, peremennykh vo vremeni* [Strength analysis of engine parts for time-variant stresses]. Vladimir: Vladimir State University Publ., 2005. 124 p.
2. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost' detaley mashin* [Strength analysis of machine elements: study guide]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1993. 640 p.
3. Biryuk V.V., Gorshkalev A.A., Smorkalov D.V., Uglanov D.A. *Modelirovanie teplovykh i gazodinamicheskikh protsessov v dvukhtaktnom porshnevom dvigatele s pomoshch'yu programmy «FLUENT»* [Modeling thermal and gas-dynamic processes in a two-stroke piston engine with the help of the "FLUENT" program]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2011. 73 p.
4. Biryuk V.V., Gorshkalev A.A., Kaukov S.S., Uglanov D.A. *Modelirovanie teplovykh protsessov v kamere sgoraniya porshneвого dvigatelya s neposredstvennym vpryskom* [Modeling thermal processes in the combustion chamber of a direct fuel injection reciprocating engine]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 85 p.
5. Anisimov M.Yu., Biryuk V.V., Gorshkalev A.A., Kaukov S.S., Uglanov D.A. *Sozdanie konechno-elementnoy setki tsilindroporshnevoy gruppy DVS* [Creating of a finite element mesh of the cylinder-piston group of internal combustion engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013. 45 p.
6. Biryuk V.V., Gorshkalev A.A., Kaukov S.S., Uglanov D.A. *Modelirovanie gazodinamicheskikh i teplovykh protsessov v tsilindroporshnevoy gruppe DVS s ispol'zovaniem CFD-paketov* [Modeling of gas dynamic and thermal processes in the cylinder-piston group of internal combustion engines using CFD-packages: jelektron. ucheb. posobie]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013.

About the authors

Biryuk Vladimir Vasilevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Heat Engineering and Heat Engines, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: tep-lotex_ssau@bk.ru. Area of Research: vortex effect and its application in engineering, heat and mass exchange, thermodynamics.

Kayukov Sergey Sergeyeovich, Engineer, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail:

street999@mail.ru. Area of Research: work processes of heat engines.

Gorshkalev Alexey Aleksandrovich, Engineer, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: AGorsh@bk.ru. Area of Research: work processes of heat engines.

Saigakov Evgeniy Arkadevich, Engineer, Space Rocket Center "Progress", Samara, Russian Federation. E-mail: korvinc63@gmail.com. Area of Research: work processes of heat engines.

УДК 533.17:621.431.75

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООТДАЧИ В КАМЕРЕ ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ

© 2015 С. В. Веретенников, С. Н. Баринов

Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П.А. Соловьёва, г. Рыбинск

Одним из способов повышения КПД ГТУ является увеличение эффективности системы охлаждения лопаток с помощью закрученных потоков. Количество исследований по теплообмену в ограниченных закрученных потоках, в частности, в неадиабатных вихревых трубах недостаточно. В работе представлены результаты экспериментальных исследований теплообмена закрученных потоков в камере энергоразделения неадиабатных вихревых труб. Выполнены экспериментальные исследования нестационарного теплообмена в противоточной вихревой трубе при изменении режима течения. Приведены распределения температуры по поверхности камеры энергоразделения и патрубка охлаждённого потока в различные моменты времени, а также зависимости абсолютных эффектов подогрева и охлаждения от времени.

Вихревая труба, теплообмен.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-44-51

Одним из практических примеров реализации температурной стратификации газовых потоков (энергоразделения) является относительно простое по конструкции устройство – вихревая труба (ВТ). В камере энергоразделения вихревой трубы формируется противоточное закрученное течение, причём периферийный поток обладает энтальпией выше, а осевой поток – ниже, чем энтальпия входящего потока. Регулирование работы вихревой трубы обычно осуществляется дросселированием подогретого потока, при этом изменяется соотношение массовых расходов подогретого и охлаждённого потоков. В предельном случае при относительной доле охлаждённого потока $\mu = 1$ реализуется однопоточная схема работы вихревой трубы, характеризуемая максимальным расходом охлаждённого потока. На сегодняшний день наиболее подробно изучена работа адиабатных вихревых труб. При практическом применении, например в системах охлаждения лопаток газовых турбин или противоположенных системах, работа ВТ происходит в существенно неадиабатных условиях, а следовательно, одним из

определяющих факторов является процесс теплообмена между периферийным потоком газа и стенками камеры энергоразделения. В таких условиях изучение теплоотдачи в камере энергоразделения вихревых труб становится особенно актуально, так как существующие критериальные зависимости [1] непригодны для описания работы неадиабатного вихревого энергоразделителя. Следует отметить, что значительный интерес представляет изучение переходных режимов работы вихревых труб (перевод ВТ в режим максимального расхода охлаждённого потока $\mu = 1$), сопровождающихся кардинальной перестройкой поля течения.

В работе представлены результаты экспериментальных исследований теплообмена в противоточной вихревой трубе со следующими геометрическими параметрами: диаметр камеры энергоразделения $d = 10$ мм; относительный диаметр диафрагмы $\bar{d}_\partial = 0,5$; относительная площадь сопловых вводов $\bar{f}_c = 0,1$; относительная длина камеры энергоразделения $\bar{l} = 8$; закручивающее устройство двузакрученное с тангенциальными соплами пря-

моугольного сечения (отношение сторон 1:2); на «горячем» выходе установлен дроссель в форме конуса (рис. 1) [2].

Основной задачей исследования являлось определение распределения коэффициента теплоотдачи по длине камеры энергоразделения (КЭ) и патрубка охлаждённого потока при использовании в качестве охладителя воздуха и перегретого водяного пара. Эксперимент проводился следующим образом: камера энергоразделения и патрубков охлаждённого потока нагревались до температуры 170 – 180 °С, затем осуществлялась подача воздуха или перегретого водяного пара в вихревую трубу.

По результатам проведённых экспериментов были выявлены наиболее эффективные режимы работы на воздухе вихревого энергоразделителя предложенной конструкции: при доле охлаждённого потока $\mu = 0,48$ и степени расширения $\pi = 3,3$ коэффициент теплоотдачи на по-

верхности камеры энергоразделения достигал максимального значения $\alpha = 578 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$; на поверхности патрубка охлаждённого потока максимальное значение коэффициента теплоотдачи $\alpha = 572 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ достигается при $\mu = 0,74$ и $\pi = 3,3$ (рис. 2).

Результаты экспериментов [2] с использованием перегретого водяного пара с параметрами $T = 383 \text{ К}$; $\mu = 0,6$; $\pi = 2$ представлены на рис. 3. Из рис. 2, 3 видно, что коэффициент теплоотдачи при использовании пара значительно превышает значения α при использовании воздуха на начальном участке. Следует отметить быстрое падение коэффициента теплоотдачи при использовании перегретого водяного пара по длине как камеры энергоразделения, так и патрубка охлаждённого потока. Вероятно, это происходит вследствие затухания закрутки потока.

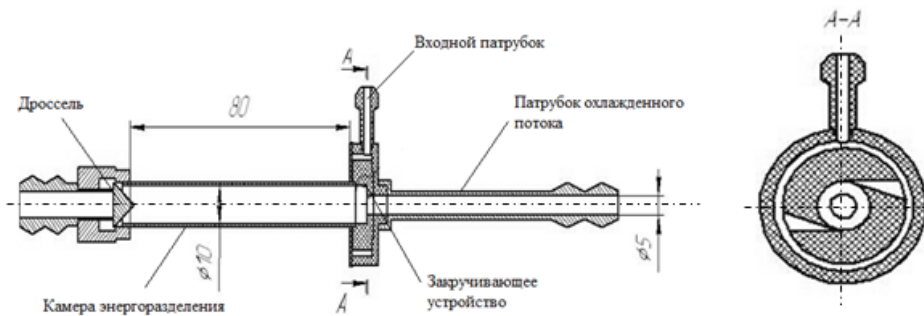


Рис. 1. Модель вихревого энергоразделителя

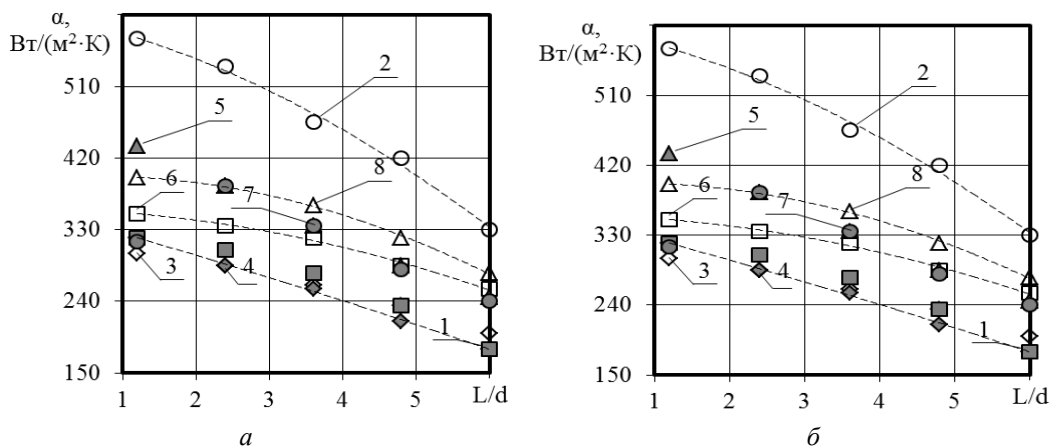


Рис. 2. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине: камеры энергоразделения (а); патрубка охлаждённого потока (б): 1 – $\pi = 2,5$; $\mu = 0,74$; 2 – $\pi = 3,3$; $\mu = 0,48$; 3 – $\pi = 2$; $\mu = 0,48$; 4 – $\pi = 3,3$; $\mu = 0,74$; 5 – $\pi = 2,5$; $\mu = 0,48$; 6 – $\pi = 3$; $\mu = 0,48$

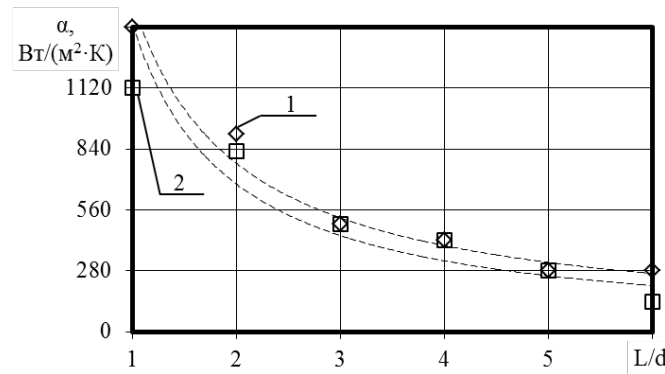


Рис. 3. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине

1 – патрубок охлаждённого потока; 2 – камера энергоразделения ($\mu = 0,6$; $\pi = 2$; водяной пар)

Для определения длительности нестационарных процессов теплообмена в вихревой трубе, сопровождающих переход ВТ на режим с максимальным расходом охлаждённого потока, геометрические параметры которой указаны выше, был поставлен следующий эксперимент (рис. 4): в закручивающее устройство вихревого энергоразделителя подавался воздух; после наступления установившегося режима теплообмена перекрывался выход «горячего потока» ($\mu = 1$) и термографом регистрировалось изменение температурного поля стенки камеры энерго-

разделения и патрубка охлаждённого потока (рис. 5).

Температура воздуха на входе в вихревую трубу составляет $24\text{ }^{\circ}\text{C}$; давление потока на «горячем» и «холодном» выходах соответствует атмосферному. Эксперимент проводился в неадиабатной постановке при различных значениях давления воздуха на входе в вихревую трубу ($p_{\text{вх}} = 0,3; 0,4; 0,5\text{ МПа}$) и двух положениях дросселя на выходе «горячего» потока, соответствующих значениям относительной доли охлаждённого потока $\mu = 0,73$.

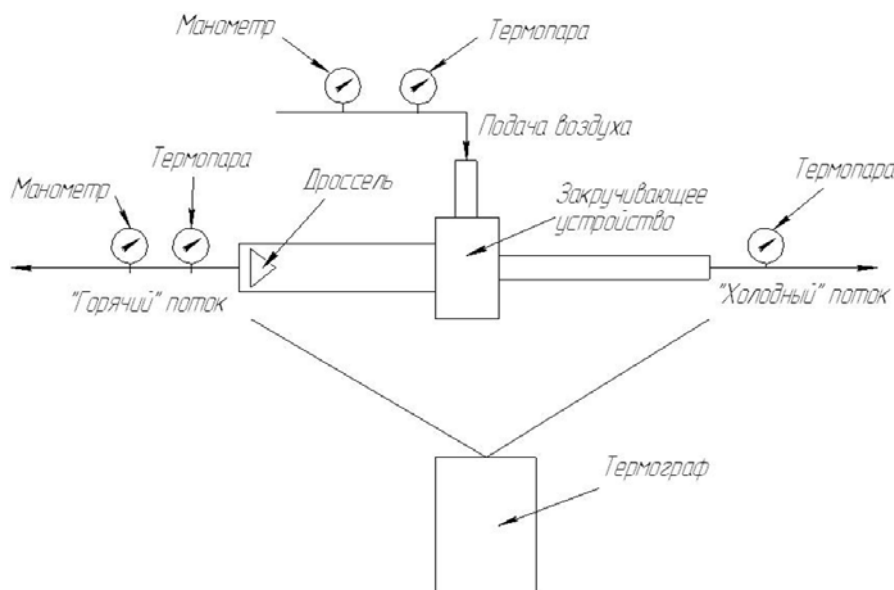


Рис. 4. Схема экспериментальной установки

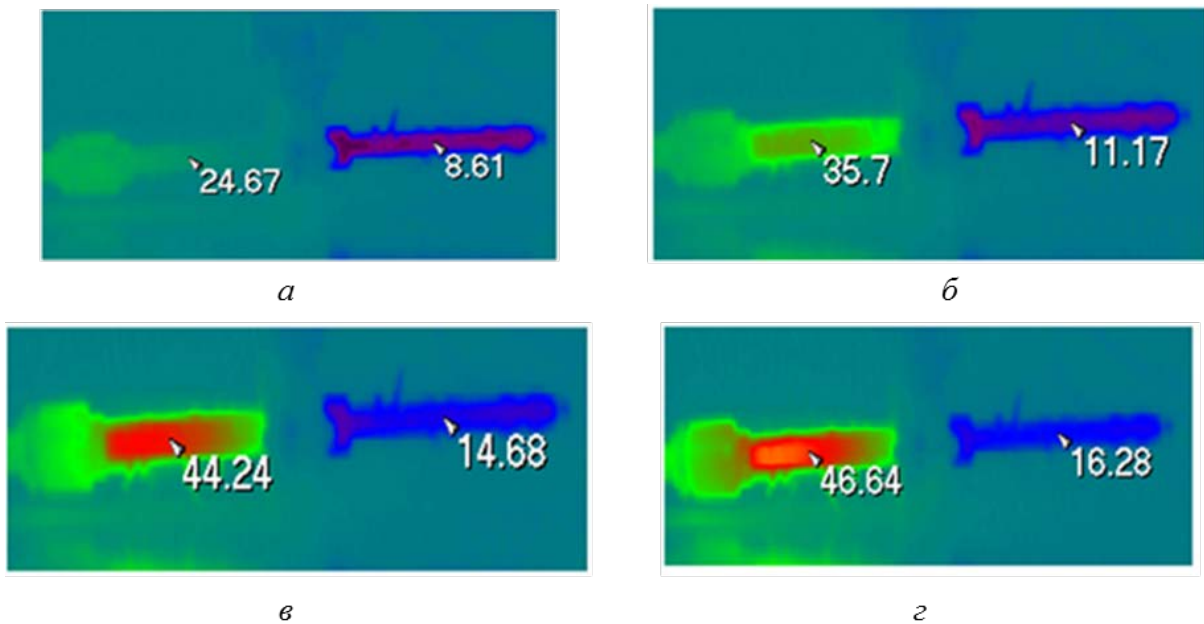


Рис. 5. Температурное поле наружной поверхности камеры энергоразделения и патрубка охлаждённого потока при относительной доле охлаждённого потока μ в момент времени τ (давление на входе $p_{вх} = 0,5$ МПа)
 $a - \mu = 0,73; Fo = 0;$ $б - \mu = 1; Fo = 680;$ $в - \mu = 1; Fo = 1360;$ $г - \mu = 1; Fo = 2500$

На рис. 6 представлена зависимость величины $t - t_{вх}$ (t – средняя температура наружной поверхности вихревой трубы в момент времени τ ; $t_{вх}$ – температура воздуха на входе в вихревую трубу) от числа Фурье

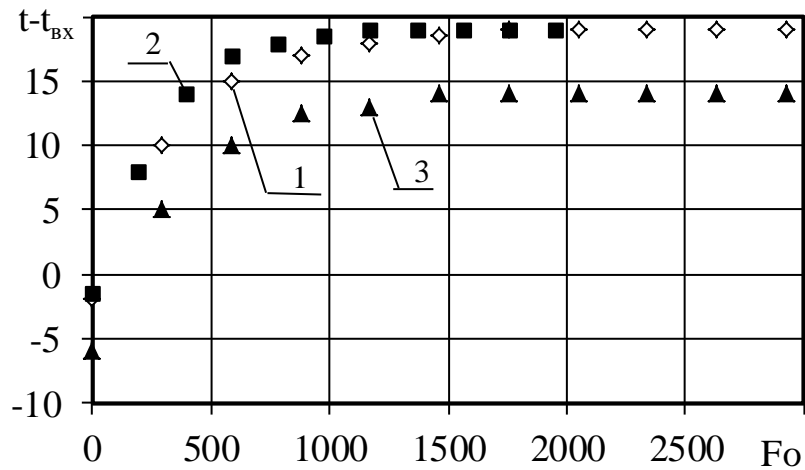
$$Fo = \frac{a \cdot \tau}{h^2}, \quad (1)$$

где τ – время (момент времени $\tau = 0$ соответствует закрытию «горячего» потока), s ; h – толщина стенки камеры энергоразделения, м.

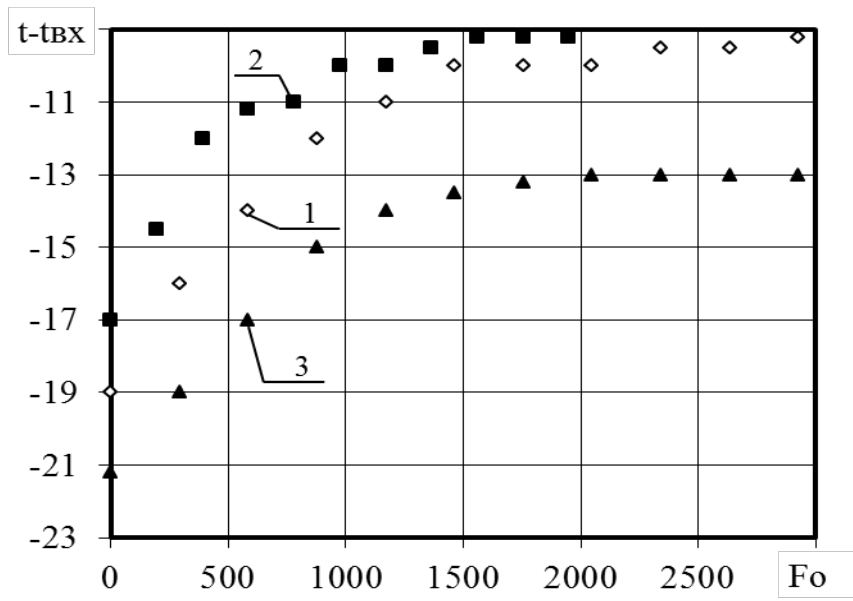
Из рис. 6 видно, что после закрытия выхода «горячего» потока происходит нагрев как камеры энергоразделения, так и патрубка охлаждённого потока. Во время процесса нестационарного теплообмена температурные поля наружной поверхности вихревой трубы при значениях давления на входе 0,4 и 0,5 МПа отличаются незначительно. Безразмерное время перестройки температурного поля одинаково при различных давлениях. Максимальное приращение температуры поверхности камеры энергоразделения составляет

22 °С при давлении воздуха на входе в вихревую трубу 0,4 и 0,5 МПа; для патрубка охлаждённого потока изменение температуры составляет 10 °С при давлении 0,4 МПа.

Графики зависимости абсолютных эффектов подогрева и охлаждения газа в вихревой трубе представлены на рис. 7, 8. Как видно из графиков, эффект подогрева на режиме $\mu = 0,73$ при различных давлениях составляет 1-2 °С, а эффект охлаждения порядка 22-25 °С. После закрытия выхода «горячего» потока воздух в камере энергоразделения нагревается (для величины давления на входе $p_{вх} = 0,5$ МПа величина ΔT_2 достигает 26 °С). Эффект охлаждения с течением времени монотонно уменьшается до 10-12 °С. Причём, за 0,2 времени протекания нестационарного процесса величина ΔT_2 увеличивается на 60 % от максимального приращения за всё время, ΔT_x уменьшается на 80 % от максимальной разницы температур в начале и в конце процесса.



a



б

Рис. 6. Зависимость средней температуры поверхности вихревой трубы от времени при изменении режима течения с $\mu = 0,73$ на $\mu = 1$

a – камера энергоразделения; б – патрубок охлаждённого потока: 1 – 0,4 МПа; 2 – 0,5 МПа; 3 – 0,3 МПа

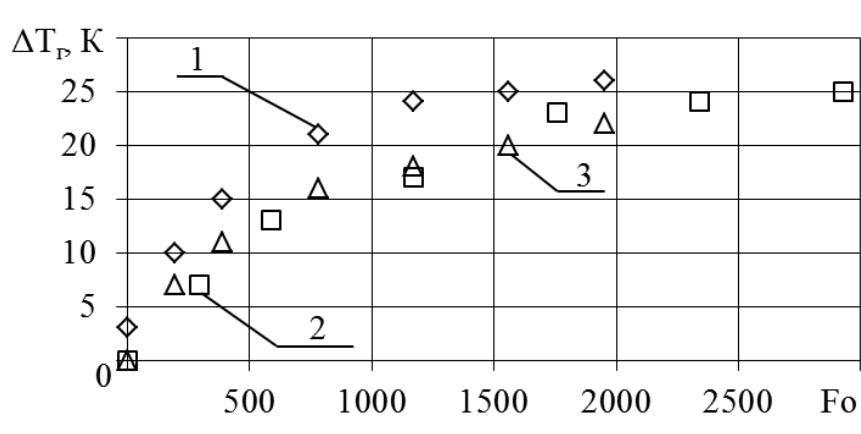


Рис. 7. Зависимость эффекта нагрева от безразмерного времени при различном давлении воздуха на входе: 1 – 0,5 МПа; 2 – 0,4 МПа; 3 – 0,5 МПа

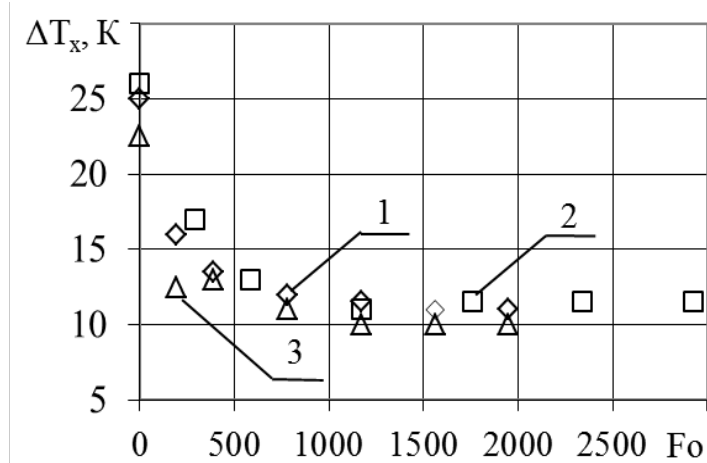


Рис. 8. Зависимость эффекта нагрева от безразмерного времени при различном давлении воздуха на входе: 1 – 0,5 МПа; 2 – 0,4 МПа; 3 – 0,3 Мпа

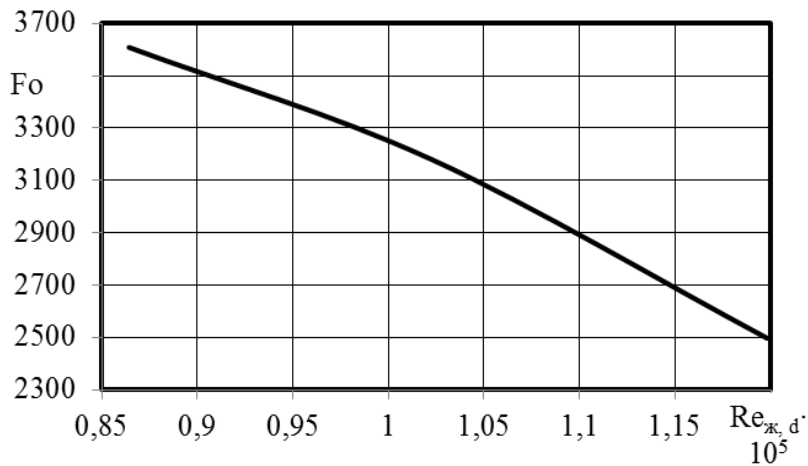


Рис. 9. Зависимость времени выхода на стационарный режим теплообмена от давления воздуха на входе в вихревую трубу при смене режима с $\mu = 0,73$ на $\mu = 1$

Как видно из рис. 9, время выхода на стационарный режим уменьшается с возрастанием числа Рейнольдса, что связано с повышением интенсивности конвективного теплообмена внутри камеры энергоразделения. При расчёте числа Рейнольдса использовалась формула

$$Re_{ж, d} = \frac{4 \cdot G}{\pi \cdot d \cdot \mu}, \quad (2)$$

где G – массовый расход воздуха на входе в вихревую трубу, кг/с; d – внутренний диаметр камеры энергоразделения, м; μ – динамическая вязкость воздуха при температуре на входе в вихревую трубу, Па·с.

На основе полученных распределений температуры оценено среднее значение коэффициента теплоотдачи к внутренней стенке. В основу расчёта положена зависимость температурного поля в тонкостенной трубке с низким внутренним термическим сопротивлением ($\lambda \rightarrow \infty$) [3]

$$\frac{t - t_{жс}}{t_0 - t_{жс}} = \frac{\alpha_2}{\alpha_1 + \alpha_2} + \frac{\alpha_1}{\alpha_1 + \alpha_2} \exp\left(-\frac{\alpha_1 + \alpha_2}{\rho \cdot \delta \cdot c} \cdot \tau\right), \quad (3)$$

где t – средняя температура стенки в момент времени τ , °С; $t_0 = \text{const}$ – температура воздуха снаружи трубы, °С; $t_{жс}$ – температура воздуха внутри трубы в момент времени τ , °С; $c = 900$ Дж/(кг·К) – теплоёмкость материала трубки (алюми-

ний); $\rho = 2700 \text{ кг/м}^3$ – плотность материала трубки (алюминий); α_1 – коэффициент теплоотдачи на внутренней поверхности трубы, $\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$; α_2 – коэффициент теплоотдачи на наружной поверхности трубы, $\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$.

Коэффициент теплоотдачи от наружной поверхности рассчитывался по критериальному уравнению, описывающему теплообмен от горизонтальной трубы при свободной конвекции [4]

$$\overline{Nu}_{ж,д} = 0,5 (Gr_{ж,д} Pr_{ж})^{0,25} (Pr_{ж}/Pr_c)^{0,25}, \quad (4)$$

где d – наружный диаметр камеры энергоразделения. Итеративным методом

определён средний по поверхности камеры энергоразделения коэффициент теплоотдачи в безразмерном виде после выхода на стационарный режим с $\mu=1$: $176 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$. Следует отметить, что при работе ВТ с выходом охлаждённого и подогретого потоков средний коэффициент теплоотдачи в безразмерном виде в КЭ составляет $294 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$. Значительное отличие вызвано формированием застойной зоны в КЭ вблизи выхода горячего потока.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ № МК-749.2014.8.

Библиографический список

1. Халатов А.А. Теория и практика закрученных потоков. Киев: Наукова думка, 1989. 192 с.
2. Пиралишвили Ш.А., Веретенников С.В. Вихревой эффект и интенсификация процессов тепло- и массообмена в элементах энергетической техники // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени
- С.П. Королева. 2011. № 3(27), ч. 1. С. 241-247.
3. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. М.: Атомиздат, 1979. 216 с.
4. Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. М.: Энергоиздат, 1981. 415 с.

Информация об авторах

Веретенников Сергей Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры общей и технической физики, Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: server-et@yandex.ru. Область научных интересов: тепломассообмен, вихревой эффект.

Баринов Сергей Николаевич, студент, Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: barinov.sergej.91@mail.ru. Область научных интересов: тепломассообмен, вихревой эффект.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF HEAT TRANSFER IN ENERGY SEPARATION CHAMBERS OF THE VORTEX TUBE

© 2015 S. V. Veretennikov, S. N. Barinov

Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation

One of the ways of improving the efficiency of gas turbines is to increase the efficiency of the cooling system of the blades using swirling flows. However, to date there is insufficient research on heat transfer in con-

finned swirling flows, in particular in non-adiabatical vortex tubes. This paper presents the results of experimental studies of heat transfer of swirling flows in the energy separation chambers of non-adiabatical vortex tubes. Experimental study of unsteady heat transfer in a counter-flow vortex tube in the case of changing the flow pattern has been carried out. The temperature distribution over the surface of the energy separation chamber and the duct of the cooled flow at different times as well as the dependences of the absolute effect of heating and cooling on time are presented.

Vortex tube, heat transfer.

References

1. Khalatov A.A. *Teoriya i praktika zakruchennykh potokov* [Theory and practice of swirling flows]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1989. 192 p.
2. Piralishvili Sh.A., Veretennikov S.V. Vortex effect and intensification of heat and mass transfer in cell energy technology. *Vestnik of Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3(27), part 1. P. 241-247. (In Russ.)
3. Uong Kh. *Osnovnye formuly i dannye po teploobmenu dlya inzhenerov* [Basic formulas and data on heat transfer for engineers]. Moscow: Atomizdat Publ., 1979. 216 p.
4. Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow: Energoizdat Publ., 1981. 415 p.

About the authors

Veretennikov Sergey Vladimirovich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of General and Applied Physics, Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: server-et@yandex.ru. Area of Research: heat- and mass transfer, vortex effect.

Barinov Sergey Nikolayevich, undergraduate student, Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: barinov.sergej.91@mail.ru. Area of Research: heat- and mass transfer, vortex effect.

УДК 539.219.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОФИЛЯ РЕНТГЕНОВСКОЙ ЛИНИИ ОБРАЗЦА ПРИ ДИФФУЗИОННОМ НАСЫЩЕНИИ МЕТАЛЛА

© 2015 В. В. Волков¹, А. В. Покоев²¹АО РКЦ «Прогресс», г. Самара²Самарский государственный университет

В статье рассмотрены методы неразрушающего контроля диффузионно-насыщенных слоёв поликристаллических сплавов и, в частности, при цементации стали. Существуют сравнительно простые и надёжные рентгеновские методы изучения диффузионных процессов, важными достоинствами которых является их безопасность, доступность и отсутствие необходимости разрушать образец. Дифракционная картина рассеяния характеристического рентгеновского излучения на кристаллической решётке поликристаллического сплава несёт в себе информацию о структуре и концентрационном распределении диффундирующего вещества (диффузант - углерод) в решётке растворителя (сплав на основе железа) после изотермического отжига. Применение численных методов позволяет моделировать профиль рентгеновской линии (ПРЛ) по изменениям параметра решётки сплава, обусловленными, например, диффузионным проникновением углерода в сталь.

Этот подход использован для выбора оптимальных условий насыщения поверхности металлического сплава для случая диффузии из постоянного источника. С некоторыми допущениями применение расчётного алгоритма показывает хорошее приближение для цементации поликристаллической стали, что позволяет устанавливать степень диффузионного насыщения в зависимости от технологических параметров этого процесса и контролировать его. Вариации в ПРЛ существенно зависят как от градиента концентрации диффузанта, так и от глубины проникновения рентгеновских лучей.

Разработан и апробирован алгоритм моделирования, позволяющий прогнозировать параметры диффузионной зоны при цементации. Показано, что глубина анализа рентгеновскими лучами при определённых условиях съёмки позволяет получать информацию о размерах диффузионной зоны в слоях, значительно превышающих величину слоя половинного поглощения. Приведено сравнение экспериментальных данных, полученных при цементации образца, с результатами моделирования дифракционного профиля.

Диффузия, постоянный источник, рентгеновская дифракция, коэффициент диффузии, цементация, концентрационное распределение.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-52-58

Введение

В настоящее время существует потребность в применении новых неразрушающих физических методов для анализа деталей из моно-, поли- и нанокристаллических материалов в процессах как их химико-термической обработки, так и эксплуатации с целью изучения изменений реальной структуры деталей и контроля изменений технологических параметров процессов их изготовления. В случае получения информации о протекании диффузионных процессов во времени в этих объектах можно прогнозировать развитие структуры и свойств деталей в процессе их эксплуатации. Соответствующи-

ми возможностями обладают простые и сравнительно доступные рентгеновские методы изучения диффузии, важными достоинствами которых является их безопасность, доступность и отсутствие необходимости разрушения образцов или деталей. В работе выполнено математическое моделирование профиля рентгеновской линии поликристаллического образца, поверхность которого была подвергнута диффузионному легированию примесью из газовой, жидкой или твёрдой фазы в условиях изотермического насыщения. Обычно, в таких процессах реализуются граничные условия, соответствующие гетеродиффузии из постоянного источника (диффузионное легирование

полупроводников, цементация, азотирование).

Для решения данной задачи было проведено моделирование ПРЛ методом суммирования отражений излучения от слоёв диффузионной зоны с изомерным изменением концентрации диффундирующего вещества [1] и сравнение расчётных данных с экспериментом.

Алгоритм моделирования

Рассматривается изотермическая одномерная диффузия примеси вдоль оси x в поликристаллическом образце из постоянного источника «бесконечной» ёмкости («тонкий» слой конечной толщины, газовая, жидкая или твёрдая среда) с концентрацией c_0 , соответствующей пределу растворимости примеси в образце при постоянной температуре T . Источник располагается в точке $x=0$. Известно, что решение временного диффузионного уравнения для этого случая имеет вид [2]:

$$c(x,t) = c_0 \operatorname{erfc} [x / (2\sqrt{Dt})] , \quad (1)$$

где $c(x,t)$ – концентрация примеси на глубине x в момент времени t , c_0 – поверхностная концентрация примеси при $x=0$, erfc – дополнительная функция ошибок, D – коэффициент диффузии (КД) примеси. Необходимо построить ПРЛ диффузионного образца на любой временной стадии диффузионного отжига, адекватно описывающий отражение характеристического рентгеновского луча от поверхности образца.

Общая схема и алгоритм построения ПРЛ диффузионного образца на различных стадиях отжига в кинематическом приближении рассеяния характеристических рентгеновских лучей по заданному распределению концентрации примеси рассмотрена в [1]. Разобьём диффузионный образец на слои равной концентрации, начиная от поверхности вглубь образца, толщиной $\Delta x_n = x_n - x_{n-1}$, где x_n и x_{n-1} – координаты, в пределах которых концентрация примеси $c(x)$ изомерно меняется на одну и ту же малую величину

$\Delta c = c_0/N$, N – целое число, равное количеству задаваемых слоёв разбиения. Средняя концентрация в n -слое равна

$$c_n = [c(x_n) + c(x_{n-1})] / 2 . \quad (2)$$

Суммированием отражений рентгеновских лучей от этих слоёв можно построить распределение результирующей относительной интенсивности выбранной дифракционной рентгеновской линии (т. е. ПРЛ) образца $I(\vartheta) / I_{\max}^0$ в любой точке дифрактограммы, соответствующей углу ϑ :

$$I(\vartheta) / I_{\max}^0 = \sum_{n=1}^N I_{\max}^n / I_{\max}^0 f_n(\vartheta - \vartheta_n), \quad (3)$$

где I_{\max}^0 – интенсивность максимума линии образца до диффузионного отжига; I_{\max}^n – интенсивность максимума линии отражения от слоя толщиной Δx_n ; ϑ_n – угол отражения от n -го слоя, средняя концентрация которого равна значению c_n из (2); $f_n(\vartheta - \vartheta_n)$ – функция формы (ПРЛ) рентгеновской линии n -го слоя. В большей части практических случаев функция $f_n(\vartheta)$ не зависит от состава и может быть аппроксимирована инструментальной линией исходной основы-растворителя $f_0(\vartheta)$, взятой из эксперимента до диффузионного насыщения. В рассматриваемом случае используем функцию Коши, параметры которой будут приведены ниже. Отметим, что величина угла отражения ϑ_n рассчитывается для твёрдых растворов с кубической симметрией кристаллической решётки, константой Вегарда b сплава, образующегося на поверхности образца при диффузионном насыщении, параметром решётки основы a_0 , индексами выбранной отражающей атомной плоскости (hkl) и длины волны рентгеновского излучения λ по формуле:

$$\vartheta_n = \arcsin \{ (\lambda \sqrt{h^2 + k^2 + l^2}) / [2(a_0 + bc_n)] \} . \quad (4)$$

Угловое смещение $\Delta\vartheta_n$ линии n -го слоя с составом c_n относительно линии основы ϑ_0 в дифрактометрической геометрии Брэгга-Брентано можно рассчитать с учётом (4) по формуле:

$$\Delta\vartheta_n = \vartheta_n - \vartheta_0 = -b/a_0 \operatorname{tg}(\vartheta_0) \cdot c_n. \quad (5)$$

Рентгеновская съёмка может быть выполнена как на дифрактометре, так и на плоскую плёнку прецизионной рентгеновской камеры, имеющей обычно более высокое разрешение.

Пример моделирования ПРЛ по указанному алгоритму для стандартной дифрактометрической рентгеносъёмки с фокусировкой по Бреггу-Брентано с использованием инструментальной (исходной)

линии чистого растворителя-железа в виде функции Коши

$$f_0(\vartheta) = [1 + \gamma(\vartheta - \vartheta_0)^2]^{-1} \quad (6)$$

с параметром $\gamma=(2/\beta)^2$, где $\beta=0.04^\circ$ – угловая полуширина синглетной рентгеновской линии растворителя-основы, представлен на рис. 1. В расчётах были приняты следующие значения параметров: излучение $\lambda_{\text{Co K}\alpha 1}=1,78892 \text{ \AA}$; $a_0=2,8664 \text{ \AA}$ ($\alpha\text{-Fe}$); $\vartheta_{0\text{Fe}}=80,95^\circ$ [2]; индексы отражающей плоскости – (211); линейный коэффициент поглощения $\mu=440,3 \text{ см}^{-1}$; предел растворимости углерода в железе $c_0=1,5 \text{ масс.}\%$; $b=0,010 \text{ \AA /ат.}\%$ [3]; диффузионный путь – $\sqrt{Dt}=10 \text{ мкм}$.

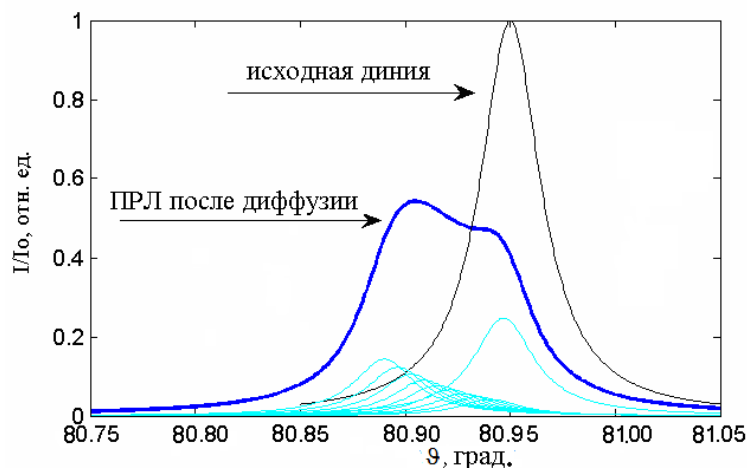


Рис. 1. Формирование результирующего ПРЛ образца после диффузии ($\sqrt{Dt}=10 \text{ мкм}$)

При этом построении результирующей ПРЛ диффузионного железного образца, в соответствии с формулой (3), формируется из суммы ПРЛ всех слоёв образца с разной концентрацией c_n диффундирующей примеси в каждом слое, изомерно изменяющейся от слоя к слою согласно (2). При этом положение максимума интенсивности отражения от каждого слоя ϑ_n определяется его концентрацией c_n в соответствии с (4), а величина интенсивности $I(\vartheta_n)/I_{\text{max}}^0$ каждого слоя – толщиной слоя и глубиной его залегания.

Результаты моделирования ПРЛ цементированных образцов

В качестве материала образцов выбрана конструкционная легированная сталь 12Х2Н4А. Образцы вырезали из стали в виде прямоугольных квадратных пластин размером $15 \times 15 \times 4 \text{ мм}$. В процессе цементации плоских поверхностей образцов из газовой фазы применяли ступенчатый нагрев в температурном интервале $637\text{--}827 \text{ }^\circ\text{C}$ с общей продолжительностью 2,5 часа.

Рентгеносъёмку вели на рентгеновском дифрактометре ДРОН-2, осна-

щённом аппаратно-программном комплексе управления, регистрации и обработки результатов измерений, в $Co\ K\alpha$ -излучении – в стандартной геометрии Брегга-Брентано. На рис. 2 представлены экспериментальные дифрактометрические записи ПРЛ (211) стальных образцов до цементации и после неё.

Сравнительный анализ распределения интенсивности полученной диффрактограммы и кинетики изменения ПРЛ показывает: 1) инструментальная линия, соответствующая стали до цементации (1), имеет полуширину $\beta \sim 0,4^\circ$; 2) линия (2) на рис. 2, соответствующая цементированному образцу, размыта в сторону меньших брегговских углов и незначительно смещена относительно линии нецементированного образца.

Для расчёта ПРЛ цементированных образцов использованы следующие исходные данные: длина волны характеристического рентгеновского излучения $\lambda_{Co\ K\alpha1} = 1,78892 \text{ \AA}$; параметр решётки образцов $a_0 = 2,891 \text{ \AA}$ (сталь); угол Брега $\vartheta_{0Fe} = 49,46^\circ$ [2]; индексы отражающей плоскости – (211); предел растворимости (поверхностная концентрация) углерода в железе $c_0 = 1,5 \text{ масс.}\%$ при температуре $950 \text{ }^\circ\text{C}$; константа Вегарда $b = 0,010 \text{ \AA}$ /ат.%. [3], $f_{0Fe}(\vartheta - \vartheta_{0Fe}) = [1 + \gamma(\vartheta - \vartheta_{0Fe})^2]^{-1}$ – функция Коши с параметром $\gamma = (2/\beta)^2$, где $\beta = 0,4^\circ$ – экспериментальная угловая полуширина рентгеновской линии. Результат моделирования для диффрактометра ДРОН-2 представлен на рис.3.

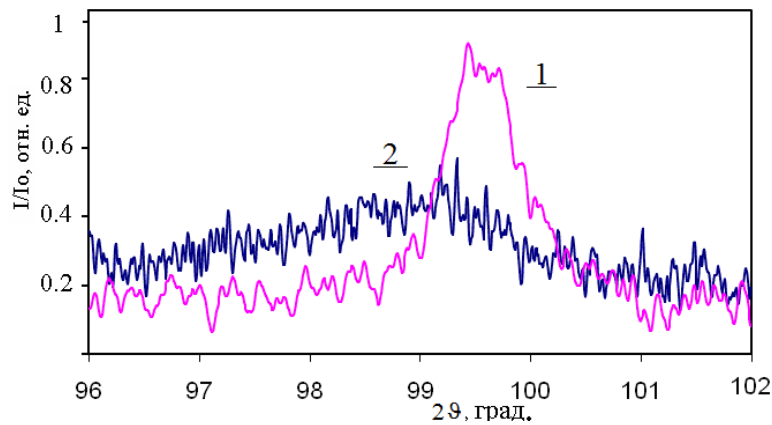


Рис. 2. Диффрактограммы линии (211) в $Co\ K\alpha$ -излучении образцов из стали 12X2H4A: 1 – до цементации, 2 – после цементации

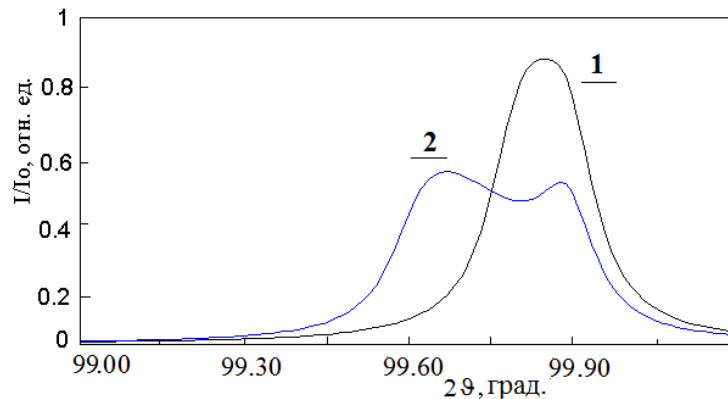


Рис. 3. Данные моделирования для линии Fe (211) для образцов: (1) – сталь, (2) – цементированная сталь

Суммарная интегральная интенсивность отражения (площадь под кривой ПРЛ) остаётся постоянной для экспериментальных кривых ПРЛ. Изменения в форме и смещение линии, имеющиеся вследствие диффузии, качественно совпадают с экспериментальными данными ПРЛ, представленными на рис.2.

Технологические условия обеспечивали глубину цементации $l \approx 0,1$ мм, что подтверждается данными металлографического анализа шлифа поперечного сече-

ния диффузионной зоны цементированного образца, представленного на рис. 4, а. В процессе изотермического отжига в приповерхностных слоях образца образовалась структура твёрдого раствора углерода в α -железе. Расчётные концентрационные кривые, соответствующие формуле (1), для различных глубин диффузии (\sqrt{Dt}) от 2 до 60 мкм представлены на рис. 4, б.

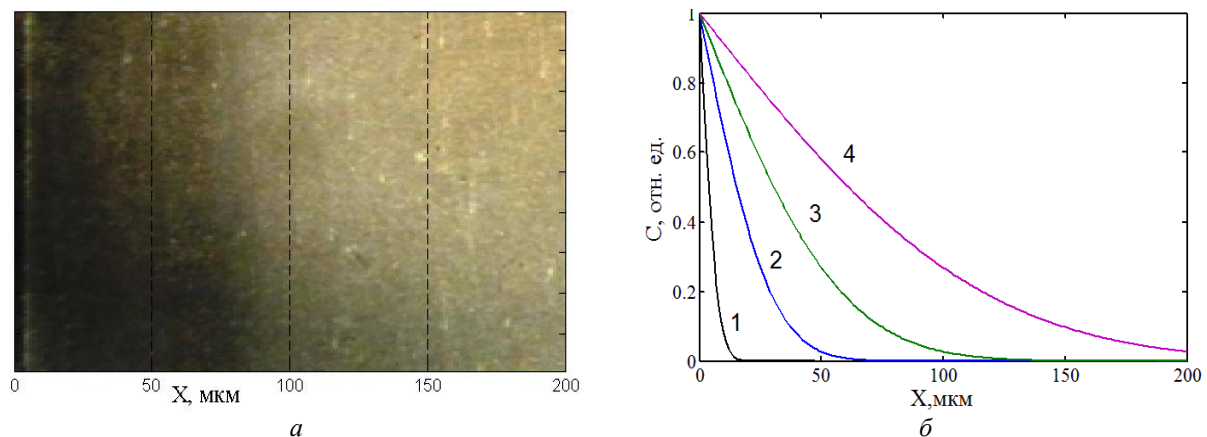


Рис. 4.: а – поперечный шлиф диффузионной зоны образца, б – концентрационные распределения углерода при цементации железа

для различных значений параметра диффузии \sqrt{Dt} : 1 – 2 мкм; 2 – 4 мкм; 3 – 10 мкм; 4 – 60 мкм

При постоянстве площади под каждой кривой ПРЛ происходит «перетекание» части интегральной интенсивности из линии чистого сплава (железа) (\mathcal{I}_{0Fe}) в линию, положение которой соответствует положению слоя с концентрацией c_0 ($\mathcal{I}(c_0)$). Этот характер изменения расчётных ПРЛ позволяет проследить кинетику образования твёрдого раствора. Наибольший практический интерес представляет решение обратной задачи – по изменениям в формы дифракционных линий рентгеновских лучей, т.е. по её ПРЛ, определить глубину диффузии (толщину цементированного слоя) и получить концентрационное распределение диффундирующего вещества. Как видно из приведённых кривых для различных глубин диффузии, наиболее точной будет выступать харак-

теристика $4,6\sqrt{Dt}$, что позволяет определить длину диффузионной зоны, содержащей 99% исходной концентрации [4].

Описанный подход также может использоваться для оценки величины коэффициента диффузии и глубины цементации по дифракционным данным ПРЛ путём построения калибровочной зависимости, как это изложено в работе [4]. Для оценки глубины цементации по соотношению интенсивностей линий ПРЛ образца до и после цементации устанавливается тип режима, определяется $I(\vartheta)/I_{\max}^0$, по градуировочной кривой определяется соответствующее значение \sqrt{Dt} , и по нему по формуле (1) восстанавливается $c(x)$ -кривая, которая позволяет оценить глубину диффузии. Далее, задав время цементации, легко оценить КД.

Заключение

Предложенный алгоритм предназначен для моделирования ПРЛ при различных временах изотермического отжига для случаев цементации и их сравнительный анализ с экспериментальными дифрактограммами. Это позволяет оценивать коэффициенты диффузии углерода и глубину цементации без разрушения образца. Результаты анализа изменений ПРЛ в процессе цементации показывают возможность выделения характерных областей ПРЛ в зависимости от градиента

концентрации диффузанта по глубине проникновения рентгеновского излучения. Поэтому можно адаптировать предложенный алгоритм моделирования для решения конкретных задач диффузионного насыщения поверхностного слоя металлов.

Показано, что глубина анализа при определённых условиях съёмки и степени монохроматичности позволяет изучать глубину диффузионной зоны в слоях, значительно превышающих величину слоя половинного поглощения.

Библиографический список

1. Перспективные материалы: учебное пособие. Т. 4 /под ред. Д.Л. Мерсона. Тольятти: ТГУ, 2011. 434 с.
2. Горелик С.С., Скаков Ю.А. Рентгеновский и электронно-оптический анализ. М: МИСИС, 2002. 360 с.
3. Миркин Л.И. Рентгеноструктурный контроль машиностроительных материалов: справочник. М.: Машиностроение, 1979. 134 с.
4. Волков В.В., Покоев А.В. Математическое моделирование формы рентгеновской линии образца при диффузии из постоянного источника в полуограниченное поликристаллическое тело // Материалы IX Международного семинара «Физико-математическое моделирование систем». Ч. 1. Воронеж: Воронежский государственный технический университет, 2012. С. 29-36.

Информация об авторах

Волков Василий Владимирович, инженер-конструктор, АО «РКЦ «Прогресс». E-mail: volvvv@mail.ru. Область научных интересов: диффузионные процессы, разработка программ моделирования рентгеновской дифракции, обработка сигналов.

Покоев Александр Владимирович, доктор физико-математических наук, заведующий кафедрой физики твёрдого те-

ла и неравновесных систем, Самарский государственный университет. E-mail: pokoev@samsu.ru. Область научных интересов: разработка рентгеновских методов изучения диффузионных процессов; исследование реальной структуры, фазовых превращений и механизмов диффузии в твёрдых телах под влиянием внешних воздействий.

SIMULATION OF THE PROFILE OF A SAMPLE'S X-RAY DIFFRACTION LINE IN DIFFUSION METAL SATURATION

© 2015 V. V. Volkov¹, A. V. Pokoev²

¹JSC Space Rocket Center "PROGRESS", Samara, Russian Federation

²Samara State University, Samara, Russian Federation

This article deals with methods of non-destructive control of diffusion-saturated layers of polycrystalline alloys, and in particular, in steel hardening. There exist simple and reliable X-ray techniques of studying diffu-

sion processes. Their main advantages are the safety, availability and absence of necessity to destroy the sample. Diffraction scattering of characteristic X-ray character radiation on a crystal lattice of a polycrystalline alloy contains information on the interior structure and concentration distribution of the diffusing material (carbon used as the diffusant impurity) in the solvent lattice (iron alloy) after isothermal annealing. Application of numerical methods makes it possible to simulate the shape of the line profile by varying the parameter of the alloy lattice, caused, for example, by diffusion penetration of carbon in steel. This approach is used for choosing the best conditions of saturating the surface of a metal alloy for the case of steady- source diffusion. With some assumption, the application of the calculation algorithm shows good approximation for the carbonization of polycrystalline alloys, which makes it possible to determine the degree of the diffusion saturation depending on the process parameters and to control them. The curve variations are related to the gradient of concentration of the diffusant and the depth of X-ray penetration. An algorithm of simulation has been developed and tested allowing prediction of diffusion area parameters in carbonization. It is shown that the depth of investigation using X-rays makes it possible, under certain conditions, to obtain information on the dimensions of the diffusion area in layers considerably in excess of half thickness values. The experimental data obtained in carbonization of a sample are compared with the results of simulation of a diffractive profile.

Diffusion, steady source, X-ray diffraction, diffusion coefficient, carbonization, concentration distribution.

References

1. *Perspektivnye materialy. T. IV* [Non-conventional materials. V. IV /ed. by D.L. Merson]. Togliatti: Togliatti State University Publ., 2011. 434 p.
2. Gorelic S.S., Skakov U.A. *Rentgenovskiy i elektronno-opticheskiy analiz* [X-ray and optoelectronic analysis]. Moscow: MISiS Publ., 2002. 360 p.
3. Mirkin L.I. *Rentgenostrukturnyy kontrol' mashinostroitel'nykh materialov* [X-ray control of engineering materials]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979. 134 p.
4. Volkov V.V., Pokoev A.V. *Matematicheskoe modelirovanie formy rentgenovskoy linii obraztsa pri diffuzii iz postoyannogo istochnika v poluogranichennoe polikristallichesкое telo. Materialy IX Mezhdunarodnogo seminara «Fiziko-matematicheskoe modelirovanie sistem»*. Part 1. Voronezh: Voronezh State Technical University Publ., 2012. P. 29-36. (In Russ.)

About the authors

Volkov Vasiliy Vladimirovich, design engineer, State Research and Production Space – Rocket Center «TsSKB-Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: volvvv@mail.ru. Area of Research: diffusion processes, software design for X-ray techniques, signal processing.

Pokoev Alexander Vladimirovich, Doctor of Science (Physics and Mathemat-

ics), Head of the Department of Solid State Physics and Non-equilibrium Systems, Samara State University, Samara, Russian Federation. E-mail: pokoev@samsu.ru. Areas of Research: development of X-ray methods of studying diffusion processes, investigation of the real structure, phase transformations and mechanisms of diffusion in solids under external influences.

УДК 629.7.064

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА ЗАЕДАНИЯ ЗОЛОТНИКОВЫХ ПАР АВИАЦИОННЫХ ГИДРОПРИВОДОВ

© 2015 А. М. Гареев, И. А. Попельнюк

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

Статья посвящена изучению процесса заедания золотниковых пар авиационных гидроприводов под действием частичек загрязнения, содержащихся в рабочих жидкостях гидравлических систем воздушных судов. Рассмотрен механизм воздействия этих частичек на гидропривод. Детально проанализирован процесс развития заедания. По результатам анализа разработаны две методики, позволяющие оценить состояние золотниковой пары, а также спрогнозировать появление отказа. Первая из них основана на непосредственном замере величины зазора в золотниковой паре гидропривода в процессе ремонта. Для её реализации необходимо аналитическим путём определить величину минимально допустимого зазора, обеспечивающего устойчивую работу агрегата во всём диапазоне давлений в гидравлической системе. Вторая методика является менее трудоёмкой (но и менее точной) по сравнению с первой и основывается на измерении значения макропараметра гидропривода, изменение которого связано с изменением величины зазора в золотниковой паре в процессе эксплуатации. Предварительно необходимо определить зависимость выбранного макропараметра от величины зазора в золотниковой паре. Реализация описанных методик позволит существенно повысить экономический эффект от использования воздушных судов путём сокращения расходов и времени их простоя во время ремонта.

Гидравлическая система, рабочая жидкость, частички загрязнения, гидравлический привод, заедание золотниковых пар, зазор, оценка и прогнозирование технического состояния.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-59-69

Воздушный транспорт имеет ряд особенностей, одна из которых заключается в том, что даже незначительная неисправность, возникшая на борту воздушного судна (ВС) в полёте, может привести к авиационному происшествию. Поэтому к воздушным судам предъявляются особые повышенные требования, связанные с обеспечением их надёжности и безотказности. Несмотря на все меры, в гидросистеме (ГС) ВС возникает множество отказов и неисправностей, некоторые из которых могут привести к серьёзным авиационным инцидентам, авариям и даже катастрофам. Эти отказы и неисправности вызваны различными факторами, одним из которых является повышенная загрязнённость рабочей жидкости (РЖ) гидросистемы. Особенно чувствительны к чистоте РЖ золотниковые пары гидроагрегатов. Под действием частичек загрязнения в них могут возникать характерные неисправности и отказы, такие как заедание и заклинивание. Рассмотрим процесс разви-

тия заедания на примере типовой золотниковой пары.

Одним из основных параметров золотниковой пары, определяющих её качество, является трение при движении и при страгивании золотника с места. В работе [1] подробно рассмотрен вопрос зависимости силы трения в золотниковых парах от различных факторов. При нарушении цилиндричности пары и при наличии начального эксцентриситета осей золотника и гильзы появляется радиальная неуравновешенная сила, стремящаяся сместить золотник к гильзе, тем самым вызывая недопустимое увеличение сил трения в паре и в итоге заедание золотника в гильзе.

Величина неуравновешенной радиальной силы рассчитывается по формуле:

$$f_{pad} = \frac{\pi l r h \Delta p}{2e} \left(1 - \frac{2s + h}{\sqrt{(2s + h)^2 - 4e^2}} \right), \quad (1)$$

где $f_{рад}$ – неуравновешенная радиальная сила; l – длина пояска золотника; r – радиус золотника; Δp – перепад давления на пояске золотника; e – эксцентриситет; h – конусность; s – величина зазора между золотником и гильзой со стороны основания конуса.

Конусность h в золотниковой паре образуется вследствие деформации поверхностей золотниковой пары частичками загрязнений, попавшими в зазор между

ними. ГОСТ 17216-2001 устанавливает классы чистоты рабочей жидкости в зависимости от содержания в ней частичек загрязнения. Условно можно разделить диапазон классов чистоты рабочей жидкости из ГОСТа по четырём основным типам состояний ГС: первоначальное (идеальное), нормальное, предотказное и отказ [2], [3]. Данное разделение представлено в табл. 1.

Таблица 1. Состояние рабочей жидкости ГС ВС

Тип состояния ГС	Класс чистоты по ГОСТу 17216-2001	В соответствии с ГОСТом 17216-2001						
		Число частиц загрязнений в объёме жидкости $100 \pm 5 \text{ см}^3$, при размере частиц, мкм, не более						
		5 – 10	10 – 25	25 – 50	50 – 100	100 - 200	Волокна	
Первоначальное (исходное)	5	500	250	25	4	1	-	-
	6	1000	500	50	6	2	1	0,000032
Нормальное	7	2000	1000	100	12	4	2	0,000064
	8	4000	2000	200	25	6	3	0,000125
Предотказное	9	8000	4000	400	50	12	4	0,00025
	10	16000	8000	800	100	25	5	0,0005
Отказ	11	31500	16000	1600	200	50	10	0,001
	12	63000	31500	3150	400	100	20	0,002

Как видно из табл. 1, даже до начала эксплуатации (при разливе, транспортировке и заправке) в рабочей жидкости содержится некоторое количество загрязнений, которое непрерывно растёт в процессе эксплуатации. Эти частички циркулируют вместе с рабочей жидкостью по гидросистеме и неизбежно попадают в зазоры между деталями золотниковых пар. Кроме того, надо учитывать, что поверхность любого твёрдого тела волниста. Трущиеся поверхности золотника и гильзы изготав-

ливают с чистотой в пределах 8-11 классов, для которых по ГОСТ 2789-59 высота неровностей достигает значений соответственно 3,2-0,4 мкм. В качестве материалов применяют хрупкие, а не пластичные, для того, чтобы исключить внедрение в поверхность частичек загрязнения с образованием вспучиваний. При попадании в зазор золотниковой пары частиц соизмеримого размера и большей твёрдости образуется дополнительная стружка. Другие, менее твёрдые частицы, приводят к

упругому деформированию деталей пары. Частицы с большим размером будут разрушаться об острую переднюю кромку золотника на более мелкие и оказывать аналогичное воздействие, либо пластически её деформировать, тем самым закупоривая зазор. Таким образом, механизм нарушения цилиндричности поверхностей золотника и гильзы заключается в воздействии на них частичек загрязнений различных размеров и твёрдости (рис. 1).

Кроме того, согласно данным работы [1] на величину неуравновешенной радиальной силы существенное влияние оказывает эксцентричное расположение золотника в гильзе, которое появляется в процессе сборки пары ввиду малых размеров золотника и гильзы и микронных зазоров между ними.

На основании вышеизложенного рассмотрим механизм развития заедания золотниковой пары (рис.2). Описание процесса производится на примере одного пояска золотника, изображённого на рис.1.

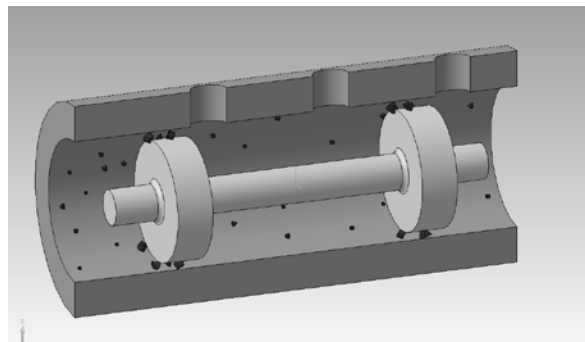


Рис. 1. 3D модель золотниковой пары под воздействием частичек загрязнения

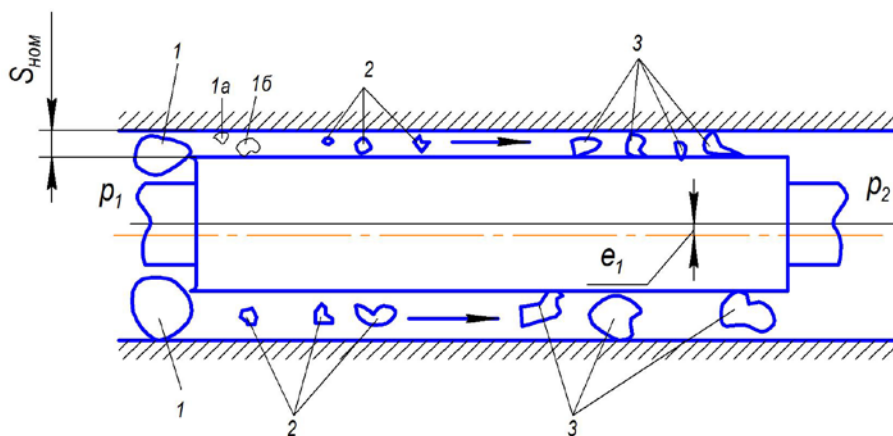


Рис.2. Первый этап развития заедания золотниковой пары

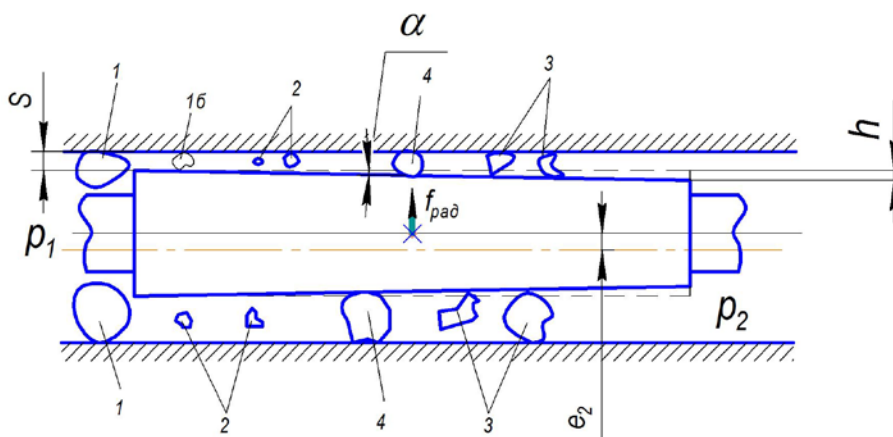


Рис.3. Второй этап развития заедания золотниковой пары

При сборке золотник установлен в гильзе с некоторым номинальным зазором $s_{ном}$ и эксцентриситетом e_1 . На золотник действует перепад давлений $\Delta p = p_2 - p_1$. В рабочей жидкости присутствовали частицы загрязнений различного размера. В процессе эксплуатации крупные частицы 1 раскалывались об острую кромку на более мелкие (1а и 1б), увеличивая концентрацию опасных частиц. Частички 2, размер которых меньше зазора, проходили беспрепятственно, однако при контакте с поверхностями деталей пары деформировали их. Основная масса частичек 3, размер которых соизмерим с зазором, проходя между золотником и гильзой, способствовала интенсивному износу их поверхностей. Таким образом, с течением времени произошло нарушение цилиндричности поверхностей золотника и гильзы, вы-

разившееся в том, что золотник приобрёл конусность h (рис.3).

Из-за этого возникла неуравновешенная радиальная сила, смещающая золотник к гильзе, тем самым увеличивая эксцентриситет между их осями и уменьшая зазор между ними. Вследствие достаточно высокой поверхностной твёрдости деталей пары процесс снятия материала с поверхности обладает малой интенсивностью, из-за чего некоторые частицы 4, попадая в зазор, застревали между золотником и гильзой.

На третьем этапе (рис. 4) количество застрявших в зазоре частиц 4 увеличивалось, т.е. произошло явление зарастивания зазора по всей длине пояска. Силы трения в паре при этом возросли и при определённом минимально допустимом значении зазора превысили силу, потребную для перемещения золотника, что и привело к его заеданию в гильзе.

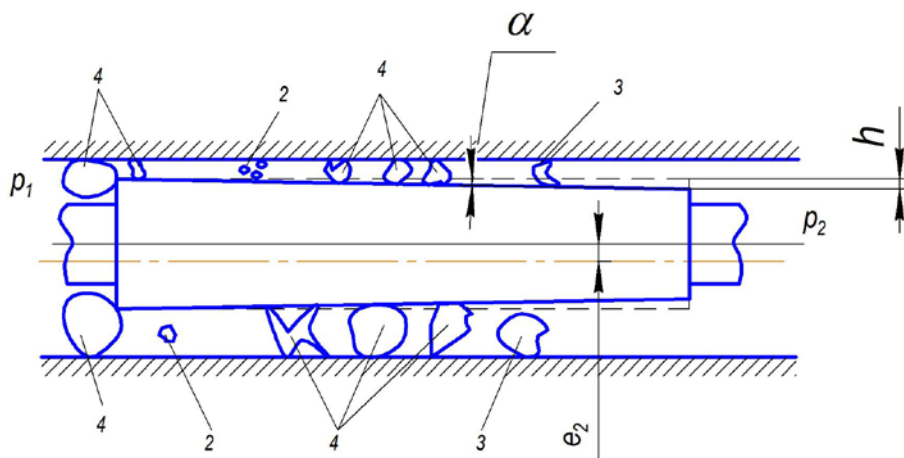


Рис.4. Третий этап развития заедания золотниковой пары

В настоящее время золотниковые пары широко применяются в гидравлических агрегатах различного назначения, в частности в гидравлических приводах. С практической точки зрения изложенный выше механизм заедания интересен тем, что зная характеристики пары и усилие страгивания золотника, оговоренное в инструкции по эксплуатации ВС, возможно рассчитать минимально допустимый зазор, при котором сохраняется работоспо-

собность пары. Поэтому на этапе ремонта и испытаний путём контроля величины зазора можно прогнозировать состояние золотниковой пары и гидропривода в целом.

В качестве примера произведён расчёт минимально допустимого зазора для золотниковой пары ручного управления гидравлического привода КАУ-30Б, применяемого в каналах управления вертолёта Ми-8. Исходные данные для расчёта

взяты на основе разборки указанного агрегата в процессе ремонта на одном из авиаремонтных заводов: $e = 0,000006$ м – эксцентриситет; $h = 0,000017$ м – конусность поверхностей золотниковой пары; $s_{ном} = 0,00001$ м – номинальный зазор; $l = 2 \cdot 0,006$ м – длина пояска золотника (в золотниковой паре гидропривода КАУ-30Б применён золотник с двумя поясками); $r = 0,005$ м – радиус золотника.

Рабочее давление в гидравлической системе вертолёта Ми-8 при её штатной работе поддерживается в диапазоне 4,5-6,5 МПа [3]. Исходя из этого рассчитаем величину радиальной силы и силы трения в паре при перепаде давления в паре (перепаде давления на пояске золотника) от минимального $\Delta p_{min} = 4,5$ МПа до максимального $\Delta p_{max} = 6,5$ МПа.

Противодействовать движению золотника будет сила трения F_{mp} , которая рассчитывается по формуле: $F_{mp} = f_{rad} \cdot \mu \cdot \cos \alpha$, где μ – коэффициент трения, который с учётом вязкости и давления жидкости принимаем равным $\mu = 0,34$, а угол α – угол между поверхностью золотника и гильзы, образовав-

шийся вследствие появления конусности золотника (его величиной можно пренебречь ввиду крайней малости). Как видно из формулы, она зависит от величины неуравновешенной радиальной силы f_{rad} – силы, прижимающей золотник к гильзе.

Результаты расчёта изменения силы трения в зависимости от зазора в золотниковой паре с использованием формулы 1 приведены в табл. 2 и показаны на рис. 5.

Линия (3) соответствует максимальной силе, равной 120 Н (12 кгс), согласно [4], которую необходимо затратить пилоту для страгивания золотника. Видно, что при величине зазора от 2,3 мкм и менее при высоком давлении, а также при величине зазора от 1 мкм и менее при низком давлении в паре сила трения по величине превышает страгивающую осевую силу и происходит заклинивание золотниковой пары. Соответственно минимальный зазор в данной паре, при котором сохраняется её работоспособность, должен быть больше 2,3 мкм. Поэтому если наблюдается тенденция уменьшения зазора и приближения его значения к 2,3 мкм, можно выдвинуть предположение, что в скором времени произойдёт отказ.

Таблица 2. Результаты расчёта изменения силы трения в зависимости от зазора в паре

Зазор, мкм	Сила трения, Н				Зазор, мкм	Сила трения, Н			
	f_{min}	F_{min}^{mp}	f_{max}	F_{max}^{mp}		f_{min}	F_{min}^{mp}	f_{max}	F_{max}^{mp}
10	68,63	23,33	99,13	33,71	4,5	152,83	51,96	220,75	75,05
9,5	72,86	24,77	105,24	35,78	4	168,03	57,13	242,71	82,52
9	77,50	26,35	111,94	38,06	3,5	185,80	63,17	268,38	91,25
8,5	82,61	28,09	119,32	40,57	3	206,81	70,31	298,72	101,57
8	88,27	30,01	127,49	43,35	2,5	231,94	78,86	335,03	113,91
7,5	94,55	32,15	136,57	46,43	2,3	243,42	82,76	351,61	120,55
7	101,55	34,53	146,69	49,87	2	262,48	89,24	379,14	128,91
6,5	109,40	37,20	158,03	53,73	1,5	300,26	102,09	433,71	147,46
6	118,25	40,20	170,80	58,07	1	348,07	121,34	502,77	170,94
5,5	128,27	43,61	185,28	62,99	0,5	410,33	139,51	592,70	201,52
5	139,70	47,50	201,78	68,61					

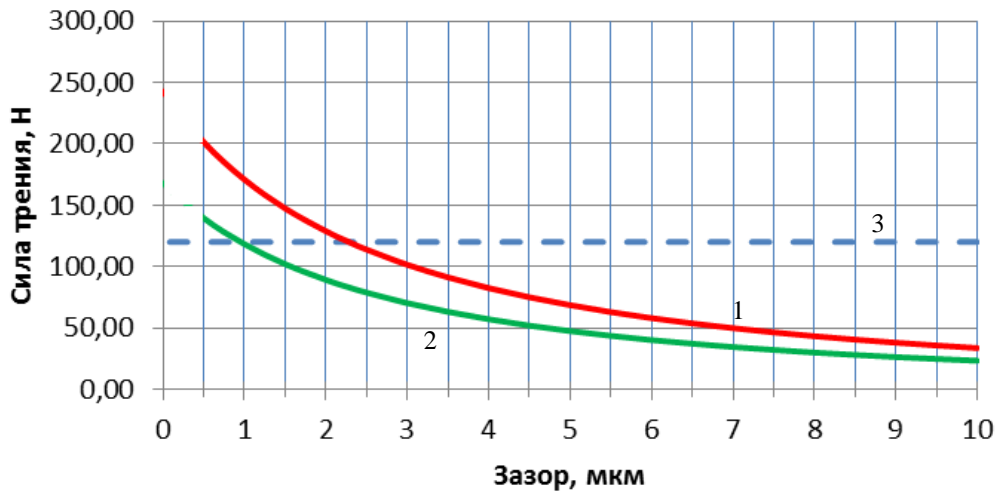


Рис. 5. Зависимость величины силы трения от зазора:

- 1 – сила трения в паре при $\Delta p = 6,5$ МПа ,
 2 – сила трения в паре при $\Delta p = 4,5$ МПа ,
 3 – максимальное усилие для страгивания золотника

Такой метод оценки и прогнозирования технического состояния золотниковой пары является хоть и точным, но затратным с точки зрения трудоёмкости работ. Альтернативный способ оценки степени зарастивания зазора заключается в контроле значения некоторого более удобного для измерения параметра, величина которого будет изменяться в зависимости от изменения зазора в золотниковой паре. Из всего наименования параметров гидропривода КАУ-30Б, подлежащих ис-

пытанию и регулировке, представленного в [5], таким параметром является среднее время движения исполнительного штока из одного крайнего положения в другое.

Поэтому необходимо установить связь между временем движения штока и степенью зарастивания зазора в золотниковой паре ручного управления. С этой целью рассмотрим модель золотника ручного управления гидропривода КАУ-30Б совместно с действующими на него силами (рис. 6).

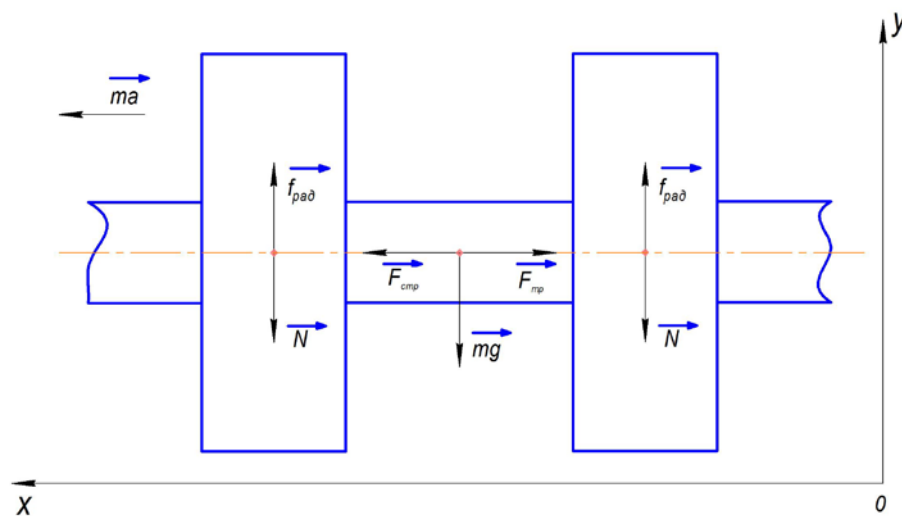


Рис. 6. Модель золотника ручного управления совместно с действующими силами

На золотник действуют следующие силы: сила реакции опоры N , сила тяжести mg , радиальная неуравновешенная сила f_{pad} , сила воздействия со стороны пилота F_{cmp} и сила трения F_{mp} . Стоит отметить, что f_{pad} и N действуют на каждый поясok золотника, а суммарное приложение этих сил учтено тем, что в формуле для расчёта величины f_{pad} (1) берётся удвоенная длина пояска. В результате действия этих сил золотник приобретает ускорение a .

В векторной форме равновесие сил можно записать в следующем виде:

$$\vec{mg} + \vec{N} + \vec{f}_{pad} + \vec{F}_{cmp} + \vec{F}_{mp} + \vec{ma} = 0.$$

Найдём проекции указанных сил на оси координат:

$$OY: f_{pad} - N - mg = 0 \Rightarrow N = f_{pad} - mg; \quad (2)$$

$$OX: F_{cmp} + ma - F_{mp} = 0 \Rightarrow a = \frac{F_{cmp} - F_{mp}}{m}. \quad (3)$$

Из выражения (2) следует равенство радиальной неуравновешенной силы силе реакции опоры при условии, что величиной mg можно пренебречь ввиду её малости по сравнению с f_{pad} .

Из выражения (3) следует, что ускорение золотника определяется силой трения в паре, которая с уменьшением зазора увеличивается (рис. 5).

Движение золотника в гильзе можно считать равноускоренным. Поэтому

$$S = v_0 t + \frac{at^2}{2}, \quad (4)$$

где S – полный ход золотника из одного крайнего положения в другое; v_0 – начальная скорость золотника (в рассматриваемом случае $v_0 = 0$); a – ускорение золотника; t – время.

Выразим из (4) время и подставим выражение для ускорения из формулы (3):

$$t = \sqrt{\frac{2 \cdot S \cdot m}{F_{cmp} - F_{mp}}}. \quad (5)$$

Выражение (5) представляет собой зависимость времени движения золотника от силы трения, т.е. фактически от величины зазора в паре.

Принцип работы гидропривода основан на том, что при перемещении золотника в ту или иную сторону открываются соответствующие каналы в гильзе, по которым жидкость, под давлением попадая в ту или иную полость силового цилиндра, перемещает исполнительный шток. Поэтому при перемещении золотника ручного управления перемещается и исполнительный шток, но с некоторой задержкой, которая учитывается коэффициентом k_{zad} . Значение указанного коэффициента для исследуемого гидропривода было определено экспериментальным путём на базе лабораторного оборудования кафедры эксплуатации авиационной техники СГАУ. Для минимального перепада давления $k_{zad} = 6 \cdot 10^2$, а для максимального – $k_{zad} = 5 \cdot 10^2$. Таким образом, время перемещения исполнительного штока $t_{ини}$ определяется следующим образом:

$$t_{ини} = k_{zad} \cdot t. \quad (6)$$

С использованием (5) и (6) были проведены расчёты зависимости зазора в золотниковой паре ручного управления от времени движения исполнительного штока для минимального и максимального давления в системе.

В соответствии с конструкторской документацией на вертолёт Ми-8 полный ход золотника $S = 1,2 \text{ мм} = 0,0012 \text{ м}$, а его масса $m = 52 \text{ г} = 0,052 \text{ кг}$. Результаты расчёта для минимального давления приведены в табл. 3, для максимального – в табл. 4, а также показаны на рис.7 и 8 соответственно.

Таблица 3. Результаты расчёта времени движения исполнительного штока в зависимости от зазора в золотниковой паре ручного управления при минимальном давлении в системе 4,5 МПа

Зазор, мкм	Время движения исполнительного штока, с	Зазор, мкм	Время движения исполнительного штока, с	Зазор, мкм	Время движения исполнительного штока, с
5	0,787	3,5	0,889	2	1,209
4,75	0,799	3,25	0,917	1,75	1,349
4,5	0,813	3	0,951	1,5	1,584
4,25	0,828	2,75	0,992	1,25	2,090
4	0,845	2,5	1,045	1,05	5,208
3,75	0,866	2,25	1,114		



Рис. 7. Зависимость времени движения исполнительного штока от зазора в золотниковой паре ручного управления при давлении в системе 4,5 МПа:
 1 – зависимость времени движения штока от зазора в паре;
 2 – зазор, при котором происходит заклинивание пары

Таблица 4. Результаты расчёта времени движения исполнительного штока в зависимости от зазора в золотниковой паре ручного управления при максимальном давлении в системе 6,5 МПа

Зазор, мкм	Время движения исполнительного штока, с	Зазор, мкм	Время движения исполнительного штока, с
6	0,710	3,75	0,968
5,5	0,740	3,5	1,042
5	0,779	3,25	1,145
4,75	0,804	3	1,301
4,5	0,833	2,75	1,577
4,25	0,869	2,5	2,263
4	0,912		

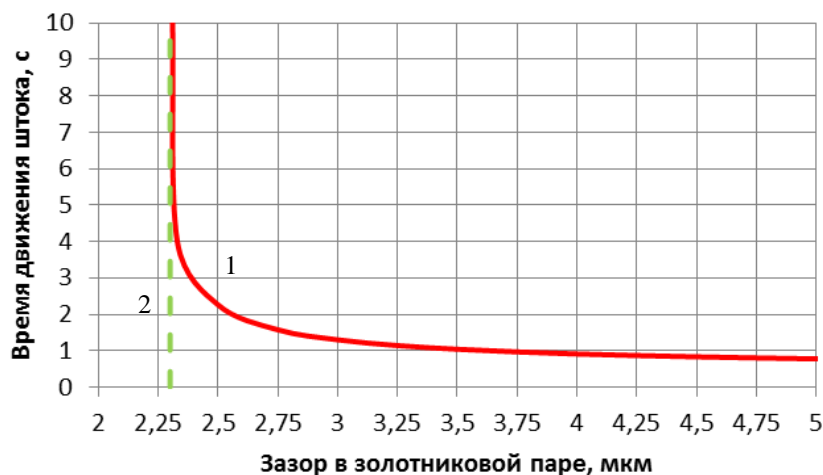


Рис. 8. Зависимость времени движения исполнительного штока от зазора в золотниковой паре ручного управления при давлении в системе 6,5 МПа:
 1 – зависимость времени движения штока от зазора в паре,
 2 – зазор, при котором происходит заклинивание пары

Из графиков, представленных на рис.7 и 8, видно, что при значении величины зазора в золотниковой паре, меньшем критического или равном ему (1 мкм для $\Delta p_{\min} = 4,5$ МПа и 2,3 мкм для $\Delta p_{\max} = 6,5$ МПа), время движения исполнительного штока стремится к бесконечности, т.е. происходит заедание золотниковой пары. В качестве допустимого значения времени движения исполнительного штока выбираем наименьшее из двух значений ($t_{\text{шт}}^{\Delta p=4,5 \text{ МПа}} = 5,20$ с и $t_{\text{шт}}^{\Delta p=6,5 \text{ МПа}} = 2,26$ с), полученных в результате расчётов при различных перепадах давления в ГС – $t_{\text{шт}}^{\text{дон}} \approx 2,26$ с.

Таким образом, если при проведении испытаний гидропривода величина среднего времени движения штока из одного крайнего положения в другое составляет 2,26 с и более, можно выдвинуть гипотезу о критическом уменьшении зазора в золотниковой паре и скором возникновении отказа в ней.

Данную методику диагностирования состояния золотниковой пары ручного управления гидравлического привода КАУ-30Б возможно реализовать при проведении испытаний агрегата на базе оборудования кафедры эксплуатации авиационной техники СГАУ.

Библиографический список

1. Башта Т.М. Машиностроительная гидравлика: справочное пособие. М.: Машиностроение, 1971. 671 с.
2. Гареев А.М., Злобина Ю.П., Попельнюк И.А., Гареев Т.М. Упреждающее обслуживание гидравлических систем летательных аппаратов. Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. 168 с.
3. ГОСТ 17216 - 2001. Чистота промышленная. Классы чистоты жидкостей. Минск: Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации, 2001. 11 с.
4. Данилов В.А. Вертолет Ми-8. Устройство и техническое обслуживание: М.: Транспорт, 1988. 278 с.
5. Данильченко А.И., Каршин Д.В, Таммекиви И.В. Испытание и регулирование гидравлического усилителя КАУ-30Б: методические указания к лабораторной работе. Самара: СГАУ, 2002. 48 с.

Информация об авторах

Гареев Альберт Минеасхатович, кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: gareevalbert@mail.ru. Область научных интересов: контроль и техническая диагностика состояния гидравлических комплексов летательных аппаратов.

Попельнюк Илья Александрович, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: osni204@yandex.ru. Область научных интересов: контроль и техническая диагностика состояния гидравлических комплексов летательных аппаратов.

INVESTIGATION OF THE SEIZING MECHANISM OF AVIATION HYDRAULIC DRIVE SPOOL-AND-SLEEVES

©2015 A. M. Gareyev, I. A. Popelniuk

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The paper is devoted to the study of the process of seizure of spool-and-sleeve pairs of aviation hydraulic drives under the influence of contamination particles contained in working fluids of aircraft hydraulic systems. The mechanism of the particles' action on the hydraulic drive is discussed. The process of seizure development is analysed in detail. Two techniques based on the analysis of the results are proposed that make it possible to estimate the state of the spool-and-sleeve. The first one is based on direct measurement of the gap in the spool-and-sleeve of the hydraulic drive during repair. To implement the technique it is necessary to analytically determine the minimal allowed size of the gap that would provide stable functioning of the unit over the whole pressure range of the hydraulic system. The second technique is less labour-intensive (but also less precise) in comparison to the first one and is based on the measurement of the hydraulic drive macroparameter the variation of which depends on the change of the gap size in the spool-and-sleeve during maintenance. It is necessary to determine the dependence of the macroparameter chosen on the size of the spool-and-sleeve gap. Implementation of the described techniques will improve economic efficiency of aircraft usage by reducing the costs and the idle time in repair.

Hydraulic system, working fluid, contamination particles, hydraulic drive, jam of the spool-and-sleeve, gap, evaluation and prediction of the technical condition.

References

1. Bashta T.M. *Mashinostroitel'naya gidravlika: spravochnoe posobie* [Engineering hydraulics: reference manual]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1971. 671 p.
2. Gareyev A.M., Zlobina Y.P., Popelniuk I.A., Gareyev T.M. *Uprezhdayushchee obsluzhivanie gidravlicheskih system letatel'nykh apparatov* [Proactive maintenance of aircraft hydraulic systems]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2014. 168 p.
3. GOST 17216-2001. Industries purity. Grades of liquids purity. Minsk: Mezghosudarstvennyy sovet po standartizatsii, metrologii i sertifikatsii Publ., 2001. 11 p. (In Russ.)
4. Danilov V.A. *Vertolet Mi-8. Ustroystvo i tekhnicheskoe obsluzhivanie* [Helicopter Mi-8. Design and maintenance]. Moscow: Transport Publ., 1988. 278 p.
5. Danil'chenko A.I., Karshin D.V., Tammekivi I.V. *Ispytanie i regulirovanie gidravlicheskogo usilitelya KAU-30B*

metodicheskie ukazaniya k laboratornoy rabote [Testing and control of the KAU-30B hydraulic drive: guidelines for laboratory work]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2002. 48 p.

About the authors

Gareyev Albert Mineaskhatovich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Aircraft Maintenance Department, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: gareevalbert@mail.ru. Area of Research: testing and technical diagnostics of the state of aircraft hydraulic systems.

Popelniuk Ilya Alexandrovich, postgraduate student, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: osni204@yandex.ru. Area of Research: testing and technical diagnostics of the state of aircraft hydraulic systems.

УДК 536.46

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦ ЗАЖИГАНИЯ АЭРОВЗВЕСИ ЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

© 2015 А. Г. Егоров, А. С. Тизилов

Тольяттинский государственный университет

Представлены результаты определения границы зажигания турбулентного потока алюминий-воздушной смеси, а также влияние таких параметров, как скорость потока, турбулентность, размер частиц алюминия на границы зажигания. Установлено, что с ростом начальной турбулентности очаг воспламенения под действием пульсации раздваивается, языки пламени выносятся в основной поток и там гаснут, тем самым увеличивая время зажигания основного потока смеси; с увеличением начальной турбулентности потока границы зажигания алюминий-воздушной смеси расширяются, а также увеличивается скорость потока алюминий-воздушной смеси; граница зажигания порошка алюминий-магниевого сплава соответствует границе зажигания для камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей; наличие в зоне воспламенения частиц порошка алюминия мелкой фракции в значительной мере способствует расширению границы зажигания потока алюминий-воздушной смеси. Также получено, что максимум скорости распространения пламени и тепловыделения для алюминий-воздушной смеси наблюдается при составе смеси близком к стехиометрическому, как и для газоздушных смесей. Однако отличительной особенностью алюминий-воздушной смеси является наличие второго максимума скорости распространения пламени и тепловыделения при составах смеси $\alpha < 0,3$. Полученные границы зажигания алюминий-воздушной смеси лежат внутри области стабилизации пламени.

Воспламенение, алюминий-воздушная смесь, границы зажигания, скорость потока, турбулентность.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-70-77

Как известно [1], зажигание топливовоздушной смеси (ТВС) обусловлено содержанием горючего и окислителя в определённых концентрационных пределах. При этом в случае достижения верхней или нижней концентрационной границы зажигания создаётся такой избыток окислителя или горючего, что основная часть энергии от источника воспламенения рассеивается, расходуется на подогрев избыточных количеств окислителя или горючего и скорость распространения фронта пламени падает до нуля.

Существование границ зажигания ТВС вызывается тепловыми потерями при горении. При разбавлении горючей смеси воздухом тепловые потери возрастают, скорость распространения пламени уменьшается и горение прекращается после удаления источника зажигания.

В настоящей работе представлены результаты исследования влияния таких параметров потока, как скорость, турбулентность и размер частиц, на границы

зажигания высокоскоростного потока алюминий-воздушной смеси (ВП АВС). Испытания проводились на установке, схема рабочего участка и описание работы которой представлена в [2, 3].

Для инициирования очага зажигания в ВП АВС электроискровым разрядом использовалась штатная авиационная система зажигания. В ходе проведения исследования из трёх свечей зажигания, представленных на рис.1, была выбрана наиболее эффективная свеча поверхностного разряда СПН-4-3-Т мощностью $W = 0.05$ Дж.

Были установлены минимальные значения характерного размера стабилизатора ($H = D_K - d_{вх} = 14$ мм, где $d_{вх}$ – диаметр входного и D_K – диаметр выходного отверстия канала с внезапным расширением), скорости АВС ($U_0 = 40$ м/с) и расхода горючего ($G_{Al} = 3$ г/с), при меньших величинах которых зажигания основного потока АВС в камере сгорания не происходило.

Методика проведения эксперимента

При постоянной температуре, давлении и расходе воздуха на входе осуществлялось воспламенение АВС при различных значениях χ :

$$\chi = G_{Al}/G_B, \quad (1)$$

где G_B – расход воздуха г/с; G_{Al} – расход порошка алюминия, г/с.

Об успешности попытки воспламенения свидетельствует продолжение процесса горения после выключения источника зажигания. Максимальное время, отводимое для каждой попытки, составляет ≈ 10 с. Процедура повторялась для других значений массового расхода воздуха до тех пор, пока не была определена граница зажигания.



Рис. 1. Свечи зажигания:
1 – СП-30; 2 – СД-48 БСМ; 3 – СПН-4-3-Т

Полученные границы устойчивого зажигания представлены в виде зависимостей $\chi(G_B)$.

Расход порошка алюминия рассчитывался посредством фиксации значений начального веса бункера с порошком и веса бункера после проведения замера, также проводилась фиксация времени замера.

Зная вес бункера в начале и конце замера, т. е. общий расход порошка и время, за которое он был израсходован,

секундный расход горючего порошка алюминия вычислялся ПК по формуле

$$G_{Al} = G_{\theta}/\tau, \quad (2)$$

где G_{θ} – общий вес порошка, израсходованный за время τ .

Суммарная погрешность измерения алюминиевого порошка составляет $\sim 1,3\%$, температуры – $\sim 5\%$, расхода воздуха – $\sim 1,5\%$, скорости потока – $\sim 5\%$.

Результаты и выводы

Описание процесса распространения волны горения в гетерогенных металло-воздушных смесях является весьма сложной практической и теоретической проблемой. Термодинамические и кинетические закономерности, определённые для порошкообразных металлических горючих, во многих случаях не позволяют адекватно предсказать, а тем более количественно оценить поведение гетерогенных металлогазовых систем. Это, в частности, можно отнести к определению характеристики искрового зажигания при различных начальных параметрах потока АВС.

С этой целью было определено влияние скорости потока полидисперсной аэрозвеси на область воспламенения, представленное на рис. 2.

Как видно из рис. 2, максимум кривой $U_0(\chi)$ соответствует значению $\chi \approx 1.2$. Данное значение относительного расхода χ соответствует коэффициенту избытка воздуха $\alpha \approx 0.1 - 0.2$, когда резко возрастает как тепловыделение, так и температура сгорания. Сопровождаемый экзотермическим эффектом процесс образования нитрида алюминия (AlN_K) вносит существенный вклад в суммарное тепловыделение и поддерживает устойчивое воспламенение и горение обеднённой кислородом смеси [4]. Максимальное значение скорости потока, при которой происходит воспламенение АВС, составляет порядка 300 м/с.

Рост интенсивности турбулентности газоздушных смесей затрудняет зажигание вследствие усиления теплоотвода от начального очага воспламенения (диапазон по составу смеси α сужается). Материалы киносъёмки показывают, что вначале от искры появляется небольшой очаг

пламени, видимо, частично ламинарной структуры, который переносится турбулентными пульсациями как целое. Затем, по мере роста очага, начинается его разрушение под действием пульсаций, в итоге воспламенения не происходит [5].

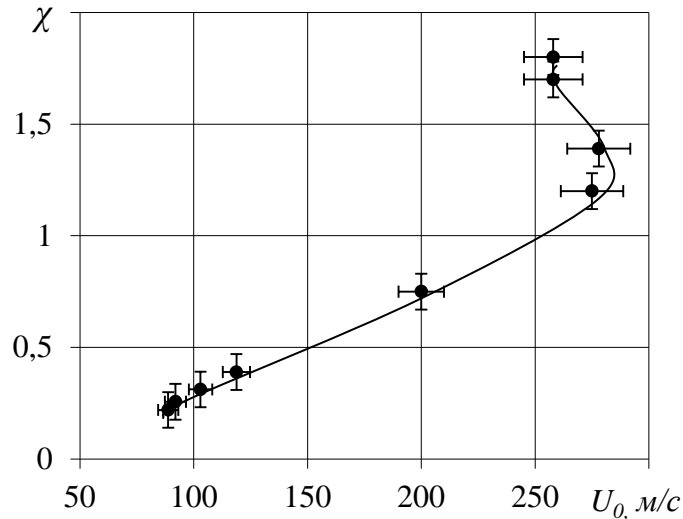


Рис. 2. Влияние скорости потока полидисперсной аэрозвеси на границы зажигания: состав смеси: 90% АСД-1 + 10% ПА-1; $D_K = 33$ мм; $T_0 = 293$ К; $P_0 = 0.1$ Мпа

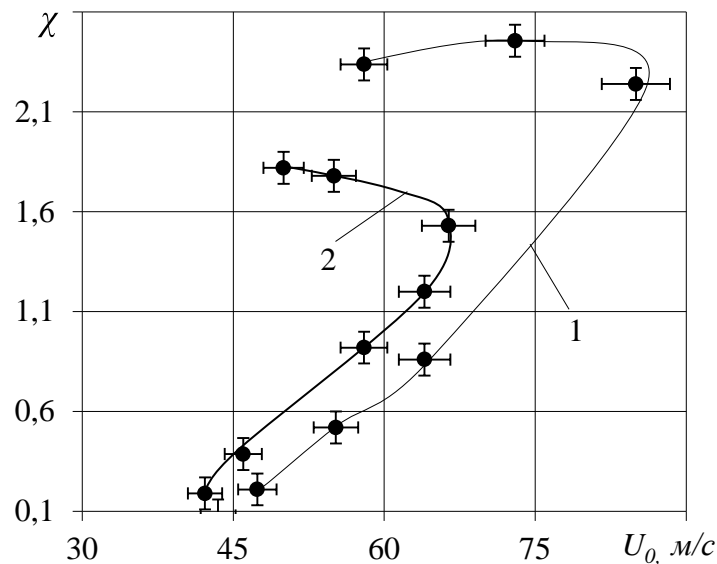


Рис. 3. Влияние U_0 и ϵ_0 на границы зажигания: порошок марки АСД-1; $D_K = 0.06$ м; $T_0 = 293$ К; $P_0 = 0.1$ МПа;
1 - с решёткой на $l_p = 20$ мм ($\epsilon_0 = 22\%$);
2 - с решёткой на $l_p = 57$ мм ($\epsilon_0 = 12\%$)

При искровом зажигании потока аэрозвеси частиц алюминия марки АСД-4 с ростом начальной турбулентности очаг воспламенения под действием пульсаций раздваивается. Языки пламени выносятся в основной поток и там гаснут, тем самым увеличивая время зажигания основного потока аэрозвеси. Для аэрозвеси, содержащей частицы АСД-1, наоборот, увеличение начальной турбулентности благоприятно влияет на развитие процесса зажигания в зоне рециркуляции [6].

Поведение твёрдых частиц в турбулентных потоках является сложным физическим процессом, механизм реализации которого зависит как от концентрации частиц в потоке, так и от их размера. В турбулентных двухфазных течениях природа влияния массы твёрдых частиц на газообразный поток сложна, частицы могут выступать как своеобразные дискретные детурбулизаторы и как дестабилизаторы [7]. Установка в потоке турбулизирующей решётки для увеличения ε_0 при исследовании границ зажигания аэрозвеси частиц алюминия ещё более осложняет это влияние.

Характер влияния скорости U_0 и турбулентности ε_0 на границы зажигания ВП АВС представлен на рис. 3. В данных экспериментах варьировалось расстояние установки решёток до плоскости внезапного расширения l_p , а соответственно, и расстояние их от свечи зажигания. Из рис. 3 видно, что с ростом начальной турбулентности границы зажигания в потоке алюминиево-воздушной смеси с АСД-1 расширяются, а скорость потока АВС, при которой происходит воспламенение, увеличивается. Важнейшей характеристикой порошкообразных металлических горючих является размер частиц. Различают моно- и полидисперсные системы. К первым относятся системы, состоящие из частиц одинакового размера; их получение представляет сложную технологическую проблему. Для большинства промышленных порошков алюминия характерно статистическое распределение частиц по

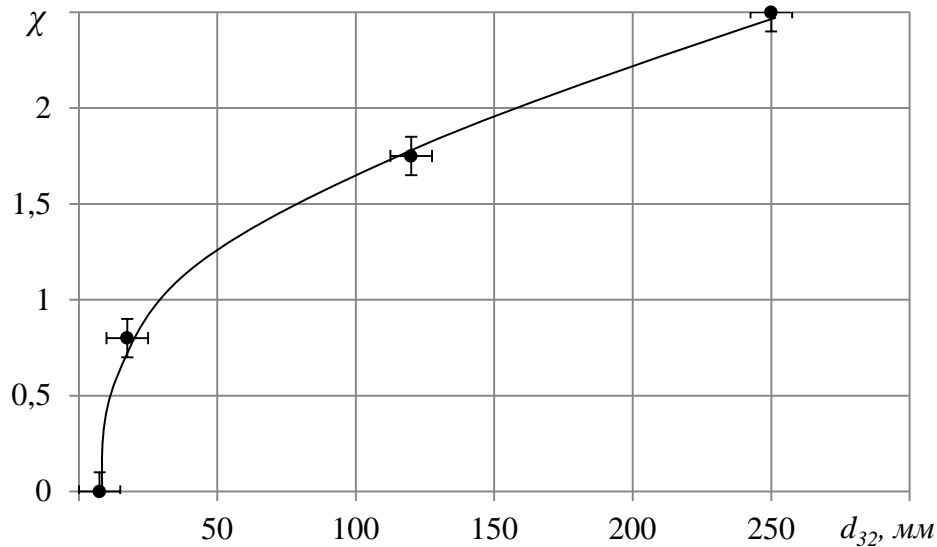
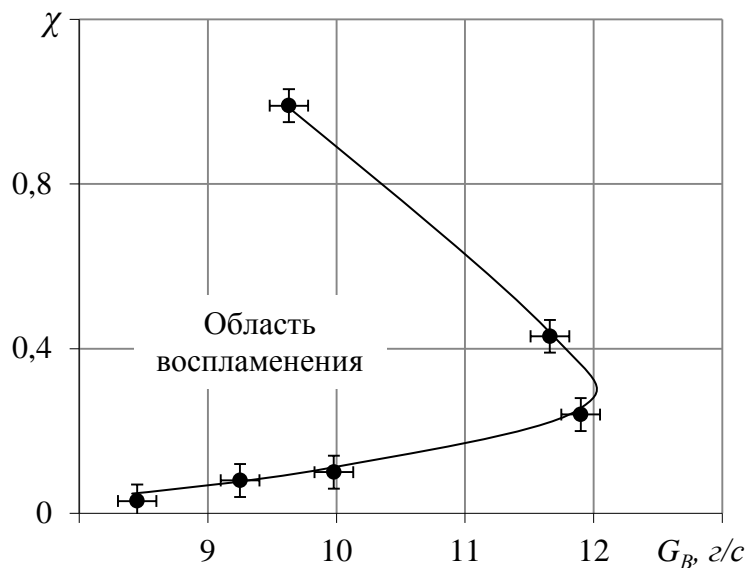
размерам. Характеристики воспламенения в камерах сгорания реактивных двигателей и энергетических установок, работающих на порошкообразном алюминии, зависят главным образом от присутствия частиц мелких фракций вблизи свечи зажигания и в первичной зоне горения на протяжении периода запуска. Поэтому влияние размера и формы частиц на характеристики воспламенения приобретает первостепенное значение.

На рис. 4 представлена зависимость $\chi = f(d_{32})$ на границе зажигания в потоке аэрозвеси, содержащей частицы алюминия сферической формы.

Такой характер зависимости $\chi = f(d_{32})$ обусловлен тем, что тепловые и диффузионные потоки в системе обратно пропорциональны размеру сгорающей частицы, а время сгорания пропорционально размеру сгорающей частицы в степени $1,5 \div 2$ [8].

Также были определены границы зажигания потока аэрозвеси частиц алюминиево-магниевого сплава марки АМД-50 (50 % алюминий + 50 % магний), которые представлены на рис. 5.

Полученная форма кривой границы зажигания соответствует форме кривой, ограничивающей типичную область такого рода для камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей [1]. Из рис. 5 видно, что для порошка марки АМД-50 надёжное воспламенение возможно при $\chi \approx 0.2 - 0.4$, что соответствует составу смеси $\alpha \approx 0.9 - 1.1$. Данный состав смеси является околостехиометрическим, и максимум значения границы устойчивого зажигания обусловлен достаточным для окисления количеством кислорода воздуха. На заключительном этапе для порошков алюминия марок АСД-1 и АСД-4 были получены границы зажигания в широком диапазоне $\chi \approx 0.1 - 3.5$ ($\alpha \approx 0.1 - 3.0$), представленные на рис. 6 (кривая 1). Также для сравнения на рис. 6 (кривая 2) приведена область стабилизации пламени $U_{cp}(\alpha)$ [2] ВП АВС для порошков марок АСД-1 и АСД-4 в диапазоне изменения $\alpha \approx 0.1 - 3.0$.

Рис. 4. Зависимость $\chi = f(d_{32})$ Рис. 5. Граница зажигания порошка марки АМД-50 в камере сгорания $D_K = 50$ мм

Как видно из рис. 6, граница зажигания имеет два максимума, при значениях $\chi \approx 2.1$, что соответствует «богатому» ($\alpha \approx 0.12$) составу смеси, и $\chi \approx 0.27$ – стехиометрическому ($\alpha \approx 1$) составу смеси. Зажигание аэрозвеси частиц алюминия при коэффициенте избытка воздуха $\alpha \approx 0.12$ происходит за счёт реакции азотирования [9], когда молекулы азота замещают молекулы кислорода в процессе окисления. При стехиометрическом составе смеси воспламенение происходит за счёт насыщения зоны реакции кислородом воздуха.

Для алюминиево-воздушной смеси, как и для газовой смеси [1], граница зажигания входит в область стабилизации пламени, как видно из рис. 6.

Полученные результаты исследования границы зажигания высокоскоростного потока алюминиево-воздушной смеси необходимо учитывать при создании реактивных двигательных установок, работающих на порошкообразном металлическом горючем, а также установки синтеза нанодисперсных порошков (оксидов, нитридов, боридов и т.д.).

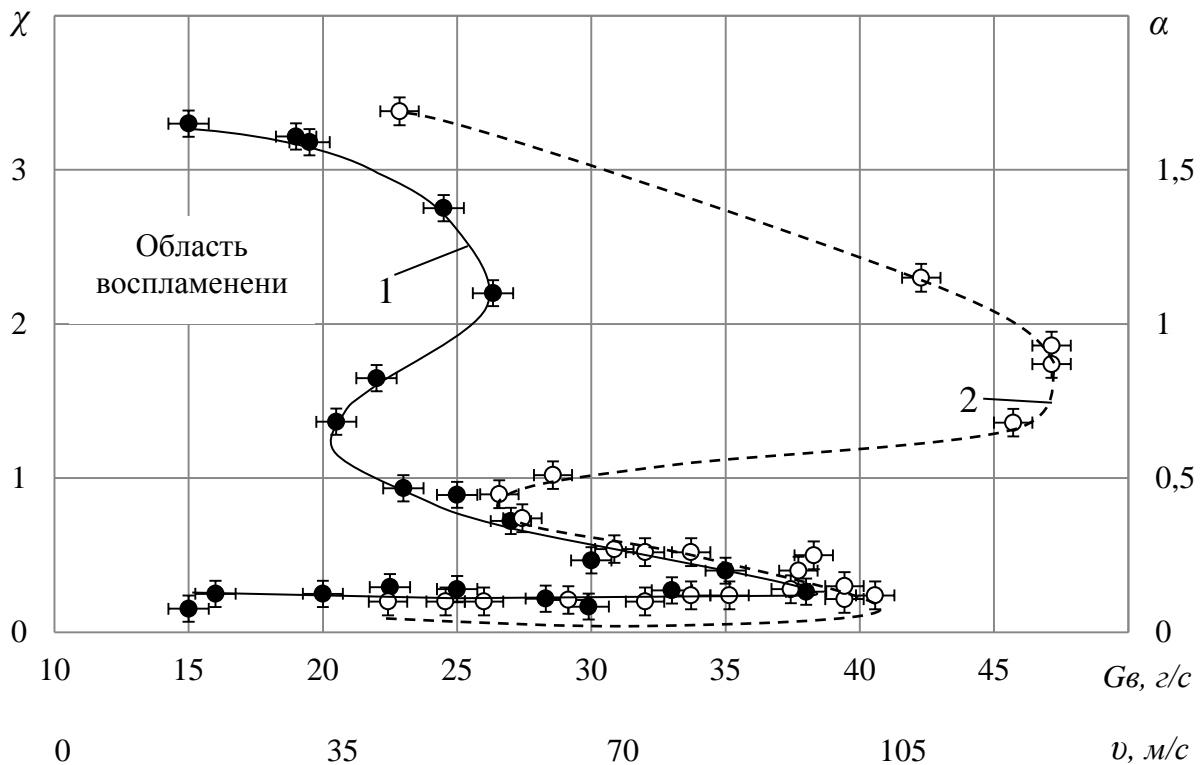


Рис. 6. Граница зажигания высокоскоростного потока алюминиево-воздушной смеси - 1

и область стабилизации пламени - 2:

$$T_0 = 293K; D_K = 40 - 80\text{мм}; U_0 = 40 - 120\text{ м/с}; \varepsilon = 5 - 22\%;$$

$$d_{32} = 7.4 \cdot 10^{-6} - 17.4 \cdot 10^{-6}\text{м}$$

Библиографический список

1. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
2. Егоров А.Г. О пределах распространения пламени в потоке алюминиево-воздушной смеси // Химическая физика. 2013. Т. 32, № 3. С. 35-38. doi: 10.7868/S0207401X13010111
3. Егоров, А.Г., Пивнева С.В. Организация рабочего процесса в камерах сгорания двигательных и энергетических установок нового поколения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2006. № 2(10), часть 1. С. 382-387.
4. Ягодников, Д.А., Сухов А.В., Малинин В.И., Кирьянов И.М. Роль реакции азотирования в распространении пламени по переобогащённым металловоздушным смесям // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 1990. № 1. С. 121-124.
5. Кумагаи С. Горение. М.: Химия, 1980. 256 с.
6. Егоров А.Г., Сафронов А.И., Иванин С.В., Тизилев А.С. Исследование теплового взрыва в потоке псевдожидкого топлива // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5(29). С. 88-93.
7. Горбис З.Р. Теплообмен и гидромеханика дисперсных сквозных потоков. М.: Энергия, 1970. 639 с.
8. Похил П.Ф., Беляев А.Ф., Фролов Ю.В. Горение порошкообразных металлов в активных средах. М.: Наука, 1972. 294 с.
9. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. Екатеринбург – Пермь: УрО РАН, 2006. 264 с.

Информация об авторах

Егоров Александр Григорьевич, доктор технических наук, профессор, Тольяттинский государственный университет. E-mail: eag@tltsu.ru. Область научных интересов: механика гетерогенных сред, численное моделирование процессов в газодисперсных системах.

Тизилев Андрей Сергеевич, аспирант, Тольяттинский государственный университет. E-mail: andrewtizilov@mail.ru. Область научных интересов: механика гетерогенных сред, численное моделирование процессов в газодисперсных системах.

DETERMINING THE BOUNDARIES OF IGNITION OF ALUMINUM PARTICLE AEROSUSPENSION IN A HIGH-VELOCITY AIRFLOW

© 2015 A. G. Egorov, A. S. Tizilov

Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation

The results of determining the boundaries of ignition of a turbulent flow of aluminum-air mixture as well as the influence of parameters such as the flow rate, turbulence and particle size on the boundaries of ignition are presented in the paper. It has been found that as the initial turbulence increases the nucleation site for ignition splits under the influence of pulsation and flame tails are carried into the main stream and die out there, thus increasing the time of ignition of the main flow of the mixture; as the initial turbulence increases the boundaries of aluminum-air mixture ignition expand and the flow rate of the aluminum-air mixture increases; the boundary of ignition of a powdered aluminum-magnesium alloy corresponds to the boundary of ignition for combustion chambers of aircraft gas turbine engines; presence of fine aluminum powder particles in the area of ignition contributes greatly to the expansion of the boundaries of ignition of the flow of aluminum-air mixture. It has also been established that the maximum velocity of flame propagation and heat generation for aluminum-air mixture is observed when the mixture composition is close to stoichiometric, just as for gas-air mixtures. However, a distinguishing feature of aluminum-air mixture is the presence of the second maximum speed of flame propagation and heat generation for mixture compositions with $\alpha < 0.3$. The resulting boundaries of ignition of aluminum-air mixture lie within the area of flame stabilization.

Ignition, aluminum-air mixture, boundaries of ignition, flow rate, turbulence.

References

1. Lefebvre A. *Protsessy v kamerakh sgoraniya GTD* [Processes in combustion chambers of gas turbine engines]. Moscow: Mir Publ., 1986. 566 p.
2. Egorov A.G., Tizilov A.S. Limits of flame propagation in an aluminum-air mixture flow. *Russian Journal of Physical Chemistry B*. 2013. V. 7, no. 2. P. 133-136. doi: 10.1134/S1990793113010065
3. Egorov A.G., Pivneva S.V. Burning process in combustion chambers of new generation powerplants. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 2 (10), part 1. P. 382-387. (In Russ.)
4. Yagodnikov D.A., Sukhov A.V., Malinin V.I., Kir'yanov I.M. The role of the nitriding reaction in the flame distribution in the over enriched metal air mixtures. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 1990. No. 1. P. 121-124. (In Russ.)
5. Kumagai C. *Gorenie* [Burning]. Moscow: Khimiya Publ., 1980. 256 p.
6. Egorov A.G., Safronov A.I., Ivaniv S.V., Tizilov A.S. Investigation of thermal explosion in fuel flow fluidization. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 5(29). P. 88-93. (In Russ.)
7. Gorbis Z.R. *Teploobmen i gidromekhanika dispersnykh skvoznykh*

potokov [Heat transfer and fluid mechanics of disperse through flows]. Moscow: Energiya Publ., 1970. 639 p.

8. Pokhil P.F., Belyaev A.F., Frolov J.V. *Gorenie poroshkoobraznykh metallov v aktivnykh sredakh* [Burning of powdered metals in active media]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 294 p.

9. Malinin V.I. *Vnutrikamernye protsessy v ustanovkakh na poroshkoobraznykh metallicheskiykh goryuchikh* [Intrachamber processes in plants working on powdered metal fuels]. Ekaterinburg – Perm: Ural Branch of Russian Academy of Sciences Publ., 2006. 264 p.

About the authors

Egorov Alexander Grigoryevich, Doctor of Science (Engineering), Professor of Togliatti State University, Russian Federation. E-mail: eag@tltsu.ru. Area of Research: mechanics of heterogeneous media, numerical modeling of processes in gas-dispersion systems.

Tizilov Andrew Sergeevich, post-graduate student, Togliatti State University, Russian Federation. E-mail: andrewtizilov@mail.ru. Area of Research: mechanics of heterogeneous media, numerical modeling of processes in gas-dispersion systems.

УДК 536.24.08:621.431.75

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛООБМЕНА В ВИХРЕВОМ НАГРЕВАТЕЛЬНОМ УСТРОЙСТВЕ

© 2015 М. Н. Жорник, Ш. А. Пиралишвили, К. А. Могилева

Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П.А. Соловьёва

В статье представлены результаты экспериментального исследования внутреннего теплообмена в вихревом нагревательном устройстве, предназначенном для работы в составе антиобледенительной системы наземного газотурбинного двигателя. Изложена суть экспериментальной методики, построенной на теории регулярного теплового режима. Методика реализована в экспериментальной установке, позволяющей оперативно проводить исследования внутреннего теплообмена в осесимметричных каналах. Экспериментальная модель представляет собой противоточную вихревую трубу с теплоизолированной камерой энергоразделения. Результаты экспериментальных исследований использованы для расчёта теплового состояния лопатки входного направляющего аппарата энергетического двигателя ГТД-110, оборудованной вихревым нагревательным устройством, при работе в условиях обледенения.

Внутренний теплообмен, антиобледенительная система, входной направляющий аппарат, вихревая труба, камера энергоразделения.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-78-87

Наземные газотурбинные двигатели энергетических и газоперекачивающих установок значительную часть времени работают в условиях, которые могут приводить к обледенению деталей входных устройств. Особую опасность представляет обледенение поворотных лопаток входных направляющих аппаратов (ВНА). Для борьбы с этим явлением используются антиобледенительные системы (АОС). Из всего многообразия существующих схем АОС для обогрева ВНА оптимальной является тепловая, в которой лопатки ВНА обогреваются воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. В традиционных АОС тепловая схема реализуется в виде каналов в пере лопатки, через которые прокачивается нагретый компрессорный воздух. При этом используется лишь теплота, подведённая к воздуху в процессе адиабатического сжатия. Перспективным направлением совершенствования тепловой схемы АОС для лопаток ВНА является использование энтальпии реального газа, которое может быть реализовано в вихревых устройствах [1, 2]. С этой целью в пере лопатки ВНА со стороны входной кромки встраивается нагрева-

тельное устройство, представляющее собой противоточную вихревую трубу (ВТ). Источником нагрева служат периферийные слои воздуха камеры энергоразделения ВТ, имеющие температуру выше, чем у воздуха, подводимого на вход закручивающего устройства. Для определения теплового состояния входной кромки лопатки ВНА при работе такой АОС необходимо иметь экспериментальные данные по граничным условиям теплообмена между периферийными слоями воздуха и внутренними стенками камеры энергоразделения вихревого нагревательного устройства. С этой целью проведены экспериментальные исследования.

Не вдаваясь в физическую сущность процессов, протекающих в вихревом нагревательном устройстве, примем, что в камере энергоразделения происходит конвективный теплообмен между её внутренней стенкой и средой с температурой t_f , равной температуре периферийного слоя воздуха. Интенсивность теплообмена в каждом поперечном сечении камеры энергоразделения определяется локальным коэффициентом внутренней теплоотдачи α . Задачей экспериментальных ис-

следований является определение распределения граничных условий 3-го рода t_f и α по длине камеры энергоразделения нагревательного устройства. Экспериментальная модель – противоточная цилиндрическая ВТ без крестовины (рис. 1). Установленный на «горячем» конце ВТ дроссель позволяет регулировать значение параметра μ (относительная доля охлажденных масс), представляющего собой отношение массового расхода «холодного» потока воздуха, протекающего через диафрагму, к общему массовому расходу воздуха через ВТ. Камера энергоразделения представляет собой гладкую трубку с внутренним диаметром 8 мм, наружным – 10 мм и длиной 192 мм. Наружная поверхность трубки покрыта цилиндрической оболочкой из теплоизоляционного материала, в которой выполнена узкая продольная прорезь, позволяющая в эксперименте бесконтактно измерять температуру наружной поверхности трубки сканирующим тепловизором.

Схема экспериментальной установки представлена на рис. 2. Сжатый воздух из магистрали высокого давления через редуктор 1, отсечной пневмоэлектроклапан 2, расходомер 3 поступает во входной штуцер экспериментальной модели 5. Температурное поле наружной поверхности трубки камеры энергоразделения через прорезь в теплоизоляции фиксируется компьютерным термографом 6. Используемая в термографе тепловизионная камера модели Flir T440 позволяет записывать термофильм с частотой 30 кадров в секунду. В опыте высокоточными кориолисовыми расходомерами Micro Motion измерялись расходы воздуха на входе в ВТ и нагретого потока, давление на входе в ВТ датчиком давления Druck STX и температура входящего и выходящего из ВТ потоков приёмниками температуры с кабельными хромель-алюмелевыми термопарами.



Рис. 1. Экспериментальная модель

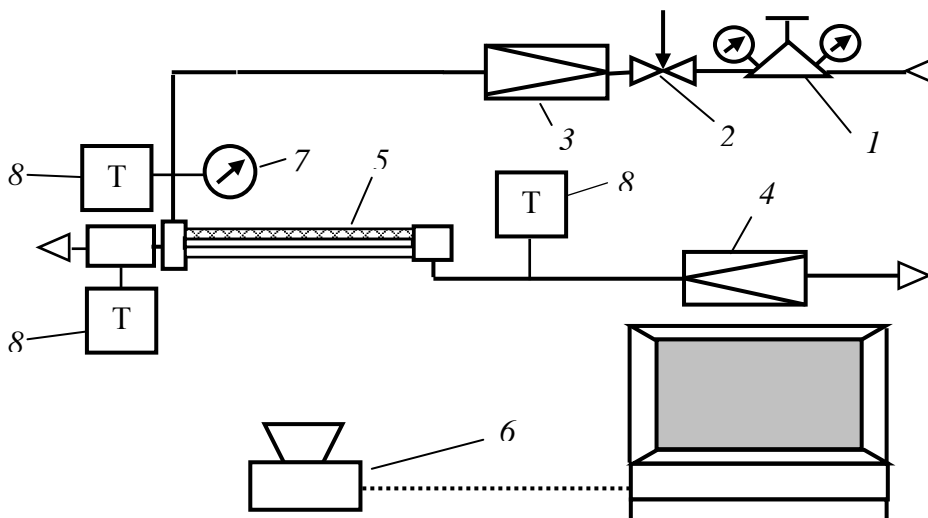


Рис. 2. Экспериментальная установка:

1 – редуктор; 2 – пневмоэлектроклапан; 3, 4 – расходомеры; 5 – экспериментальная модель; 6 – компьютерный термограф; 7 – датчик давления; 8 – приёмники температуры

Опыты выполнялись в следующей последовательности. При каждом фиксированном положении дросселя проводилась продувка ВТ, в ходе которой с помощью редуктора 1 (рис. 2) выполнялась настройка входного давления. После этого отсечной пневмоэлектрклапан 2 закрывался и трубка камеры энергоразделения ВТ остывала до температуры окружающей среды. Затем отсечной клапан резко открывался с одновременным включением записи контролируемых параметров опыта. Все опыты проводились при одном значении отношения входного давления к атмосферному $\pi = 6$. Такой выбор объясняется направленностью проводимых исследований на модернизацию антиобледенительной системы энергетического двигателя ГТД-110.

В соответствии с принятой моделью от момента начала продувки начинается процесс нестационарного теплообмена между внутренней стенкой трубки камеры энергоразделения ВТ и средой со стационарной температурой t_f . Поскольку наружная стенка трубки теплоизолирована, процесс заканчивается, когда температура в каждом кольцевом сечении трубки приобретает температуру среды в этом сечении. На рис. 3 представлено распределение температуры в поперечном сечении трубки в каждый i -й момент времени нестационарного теплообмена. Здесь t_f – температура среды в сечении; t_{wi} , t_{we} – соответственно температура внутренней и наружной стенки трубки; R_i , R_e – соответственно внутренний и наружный радиусы сечения трубки.

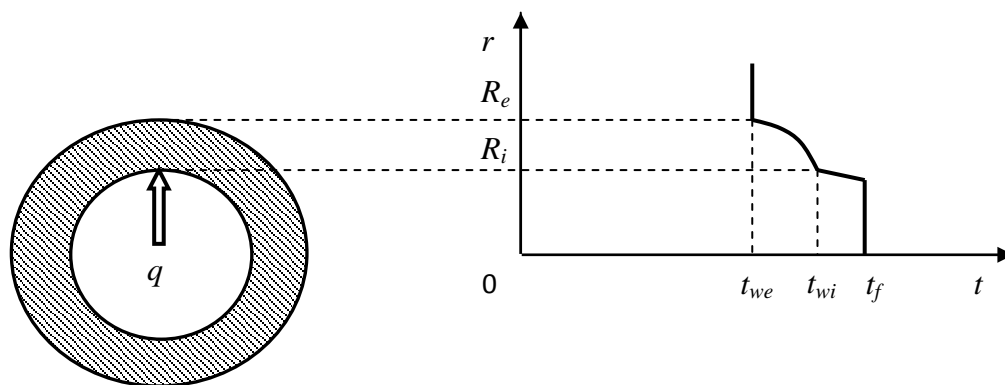


Рис. 3. Распределение температуры в поперечном сечении трубки камеры энергоразделения ВТ

Учитывая дискретность производимых в опытах измерений, целесообразно принять квазистационарное представление функции распределения температуры в стенке трубки $t(r)$. Сущность такого подхода состоит в том, что для каждого i -го момента времени распределение температуры $t(r)$ соответствует стационарному теплообмену с граничными условиями постоянной температуры на наружной адиабатной поверхности трубки $t_{we} = \text{const}$ и постоянной плотности теплового потока $q = \text{const}$ на внутренней поверхности.

Удельный тепловой поток Q_i , проходящий на единицу длины трубки в i -й момент измерения, можно оценить по закону Фурье:

$$Q_i(i) = -\lambda \frac{dt(r)}{dr} \cdot 2\pi r, \quad (1)$$

где λ – коэффициент теплопроводности материала трубки, Вт/(м·К).

Интегрирование уравнения (1) даёт следующее выражение для $t(r)$:

$$t(r) = -\frac{Q_i(i)}{2\pi\lambda} \ln r + C. \quad (2)$$

Плотность теплового потока, проходящего через внутреннюю стенку трубки в i -м измерении, определяется как

$$q(i) = \frac{Q_i(i)}{2\pi R_i}. \quad (3)$$

Подставив значение $Q_l(i)$ из (3) в (2), получим

$$t(r) = -\frac{R_i}{\lambda} q(i) \ln r + C. \quad (4)$$

Среднемассовая температура стенки определяется выражением

$$\bar{t}(i) = \frac{1}{R_e - R_i} \int_{R_i}^{R_e} \left(-\frac{R_i}{\lambda} q(i) \ln r \right) dr. \quad (5)$$

Интегрирование в указанных пределах даёт следующее выражение для среднемассовой температуры стенки:

$$\bar{t}(i) = \frac{R_i}{\lambda} A q(i),$$

$$A = \frac{R_i \ln R_i - R_e \ln R_e + R_e - R_i}{R_e - R_i}. \quad (6)$$

Температура наружной стенки трубки определяется из (4) при $r = R_e$:

$$t_{we}(i) = -\frac{R_i}{\lambda} q(i) \ln R_e + C. \quad (7)$$

Выразим среднемассовую температуру стенки трубки через $t_{we}(i)$:

$$\bar{t}(i) = -\frac{\ln R_e}{A} t_{we}(i) + C. \quad (8)$$

При увеличении среднемассовой температуры стенки на величину $d\bar{t}(i)$ количество теплоты, подведённое к кольцевому объёму трубки единичной длины, составит

$$\Delta Q_l(i) = \pi c \rho (R_e^2 - R_i^2) d\bar{t}(i), \quad (9)$$

где c – удельная массовая теплоёмкость материала трубки, Дж/(кг·К); ρ – плотность материала трубки, кг/м³.

Выразив $\bar{t}(i)$ через $t_{we}(i)$ из (8), и с учётом того, что $d\bar{t}(i) = \frac{d\bar{t}(i)}{d\tau} \Delta\tau$, где

$\Delta\tau$ – промежуток времени между i -м и $(i+1)$ -м измерениями, получим

$$\Delta Q_l(i) = \pi c \rho (R_e^2 - R_i^2) \frac{\ln R_e}{A} \frac{dt_{we}(i)}{d\tau} \Delta\tau. \quad (10)$$

Плотность теплового потока на внутренней поверхности стенки трубки

$$q(i) = \frac{\Delta Q_l(i)}{2\pi R_i \Delta\tau} =$$

$$= \frac{c \rho \ln R_e}{2AR_i} (R_e^2 - R_i^2) \frac{dt_{we}(i)}{d\tau}. \quad (11)$$

Связь между температурой внутренней стенки трубки и измеряемой в опыте температурой наружной стенки можно найти из решения системы уравнений, составленной подстановкой в (4) соответствующих значений радиусов:

$$t_{wi}(i) = t_{we}(i) + q(i) \frac{R_i}{\lambda} \ln \frac{R_e}{R_i}. \quad (12)$$

Введя обозначение разности температуры между средой и наружной стенкой как $\vartheta(i) = t_f - t_{we}(i)$, уравнение (11) можно записать в виде

$$q(i) = D \frac{d\vartheta(i)}{d\tau}, \quad (13)$$

$$\text{где } D = \frac{c \rho \ln R_e}{2AR_i} (R_e^2 - R_i^2).$$

При использовании логарифмической производной уравнение (13) приобретает следующий вид:

$$q(i) = D \vartheta(i) \frac{d \ln \vartheta(i)}{d\tau}. \quad (14)$$

Расчёт коэффициентов теплоотдачи по экспериментальным данным проводится следующим образом. Для каждой контрольной точки, соответствующей выбранному поперечному сечению трубки камеры энергоразделения, определяется

массив данных $[\tau; t_{we}]$, где τ – время измерения, отсчитываемое от момента начала записи, мс; t_{we} – температура наружной стенки трубки в сечении, °С. Максимальное значение t_{we} в массиве принимается за температуру среды t_f . Строится график функции $\ln \vartheta = f(\tau)$, где $\vartheta = t_f - t_{we}$. На прямолинейном участке графика, соответствующем регулярному тепловому режиму [3], строится линейный тренд $y=kx$. Коэффициент k представляет собой значение производной в уравнении (14). В соответствии с (14) для выбранного участка строится график монотонно убывающей функции $q=f(\tau)$. Локальный коэффициент теплоотдачи находится как $\alpha = q/(t_f - t_{wi})$, где q – любое из выбранных значений функции $q=f(\tau)$; t_{wi} – соответствующее значение температуры внутренней стенки трубки, вычисленное по уравнению (12).

На рис. 4 представлено полученное в эксперименте распределение температуры

среды по сечениям камеры энергоразделения ВТ для различных значений параметра μ . Сечение 1 расположено вблизи входного закручивающего устройства, сечение 8 – вблизи дросселя, остальные сечения расположены между ними на равном расстоянии друг от друга. Как видно из графиков, максимальную температуру периферийные слои воздуха в камере энергоразделения имеют при значении параметра $\mu=0,95$, соответствующем массовой доле «горячего» потока воздуха, равной 5%. При нулевом расходе «горячего» потока ($\mu=1$) кривая распределения температуры периферийных слоёв воздуха резко снижается в направлении к сечению 8. Минимальные значения температуры среды в сечениях камеры энергоразделения наблюдаются при $\mu = 0,47$, соответствующем режиму работы ВТ с максимальным температурным разделением потоков.

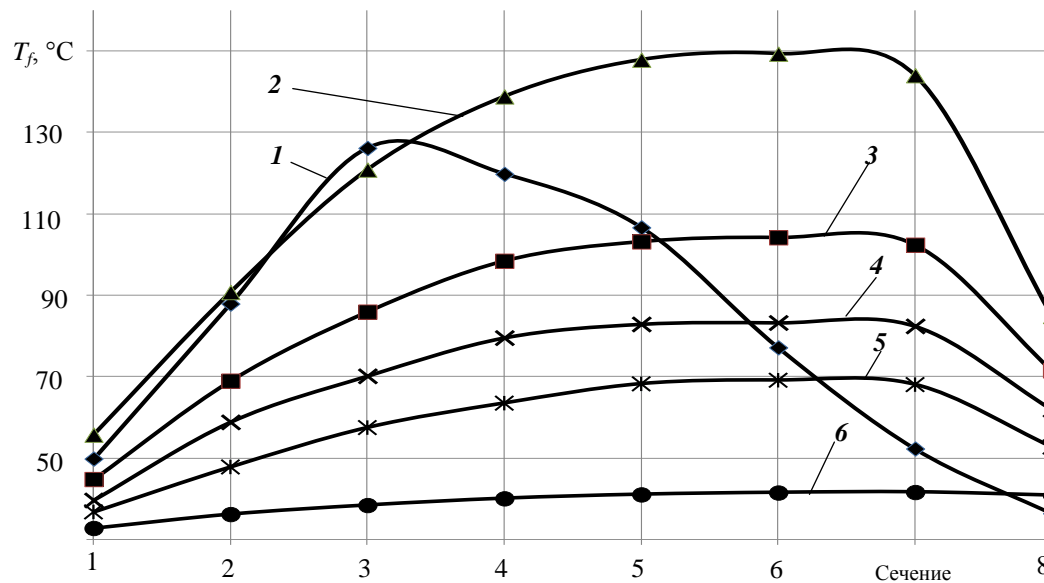


Рис. 4. Распределение температуры среды по длине камеры энергоразделения:
1 - $\mu=1$; 2 - $\mu=0,95$; 3 - $\mu=0,76$; 4 - $\mu=0,63$; 5 - $\mu=0,58$; 6 - $\mu=0,47$

Результаты расчёта распределения локальных коэффициентов теплоотдачи по длине камеры энергоразделения представлены на рис. 5. Для всех исследованных режимов работы ВТ локальные коэффициенты теплоотдачи имеют наибольшее значение в сечении 1, где

воздушный поток имеет максимальную закрутку, и монотонно снижаются по направлению к дросселю.

Плотность теплового потока $q(i)$, проходящего через наружную поверхность трубки камеры энергоразделения в i -м сечении, можно оценить по формуле

$$q(i) = \alpha(i)t_f, \quad (15)$$

где $\alpha(i)$ – локальный коэффициент внутренней теплоотдачи в данном сечении, Вт/(м²·К); t_f – температура среды в данном сечении, °С. Такая оценка соответствует теплообмену с граничными условиями первого рода $t_{wi}=0$ °С. На рис. 6 представлены результаты расчёта для трёх характерных значений параметра μ . Как видно из графиков, для режимов работы ВТ с

высокой относительной долей холодного потока $\mu=0,95$ и $\mu=1$ максимальная плотность теплового потока сосредоточена в сечении 2, находящемся на расстоянии около 7 калибров от плоскости закручивающего устройства ВТ. Для режима работы с максимальным температурным разделением потоков ($\mu=0,47$) кривая плотности теплового потока монотонно убывает от «холодного» к «горячему» концу ВТ.

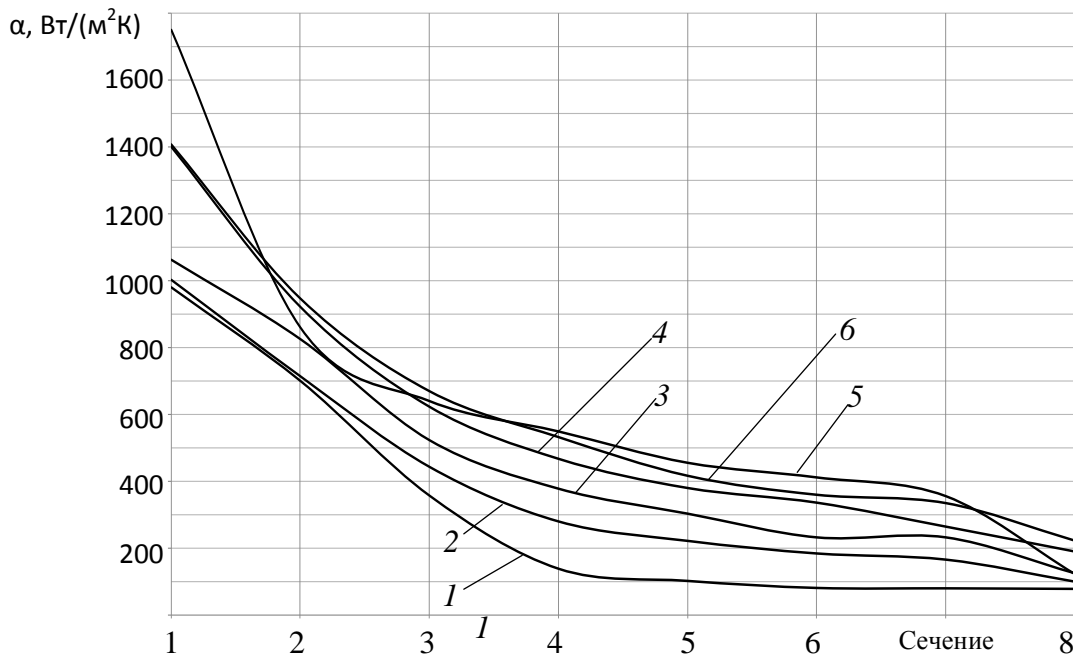


Рис. 5. Распределение коэффициентов теплоотдачи по длине камеры энергоразделения:
1 - $\mu=1$; 2 - $\mu=0,95$; 3 - $\mu=0,76$; 4 - $\mu=0,63$; 5 - $\mu=0,58$; 6 - $\mu=0,47$

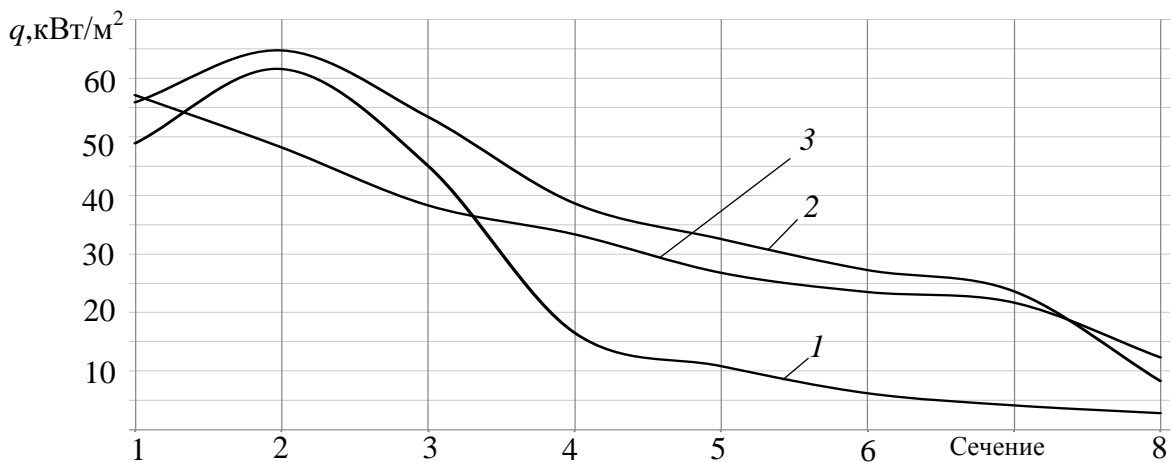


Рис. 6. Распределение плотности теплового потока по длине камеры энергоразделения:
1 - $\mu=1$; 2 - $\mu=0,95$; 3 - $\mu=0,47$

Суммарная тепловая мощность Q вихревого нагревательного устройства оценивалась выражением

$$Q = \sum_{i=1}^N q(i)F(i), \quad (16)$$

где $q(i)$ – плотность теплового потока, проходящего через наружную поверхность i -го участка трубки камеры энерго-разделения, Вт/м²; $F(i)$ – площадь наружной поверхности участка; N – число

участков. На рис. 7 приведены результаты расчёта суммарной тепловой мощности исследованного вихревого нагревательного устройства для различных значений параметра μ . Как следует из расчёта, максимальная тепловая мощность достигается при работе устройства в режиме, когда относительная доля «холодного» потока находится в пределах $\mu=0,9...0,95$, а минимальная – при $\mu=1,0$.

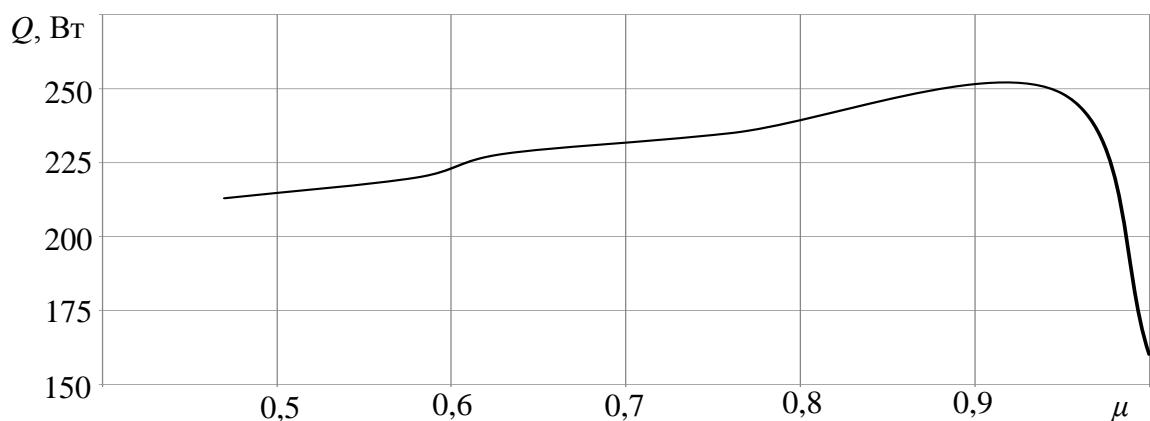


Рис. 7. Зависимость суммарной тепловой мощности ВТ от относительной доли холодного потока

Полученные результаты экспериментальных исследований позволили рассчитать тепловое состояние лопатки ВНА двигателя ГТД-110, оборудованной АОС вихревым нагревательным устройством, при её работе в условиях обледенения. Конструкция лопатки с встроенным вихревым нагревательным устройством представлена на рис. 8. Вдоль входной кромки лопатки проходит канал 1, являющийся общей камерой энергоразделения верхней и нижней ВТ. В закручивающее устройство верхней ВТ компрессорный воздух поступает через канал 2 в верхней цапфе и наклонный канал 3 в пере лопатки. В закручивающее устройство нижней ВТ воздух поступает через продольный канал 4 в пере лопатки. Отработанный воздух сбра-

сывается в проточную часть двигателя через отверстия диафрагм, выполненных в верхней 6 и нижней 7 пластинах, и боковые отверстия 5 в среднем сечении пера лопатки.

Результаты расчёта теплового состояния с помощью программного комплекса Ansys 11.0 корневого, среднего и периферийного сечений пера лопатки ВНА представлены на рис. 9. Расчёт проводился для условий, когда статическая температура воздуха на входе в двигатель равна -10°C . Результат расчёта показывает, что температура пера лопатки в зоне льдообразования положительная для всех сечений, что свидетельствует об эффективности АОС с вихревым нагревательным устройством.

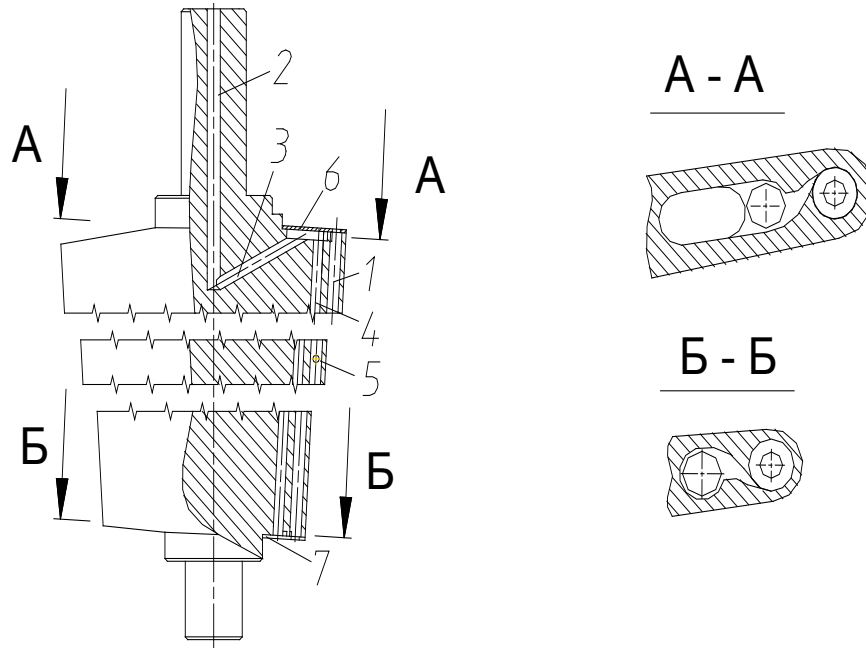


Рис. 8. Лопатка ВНА с встроенным вихревым нагревательным устройством

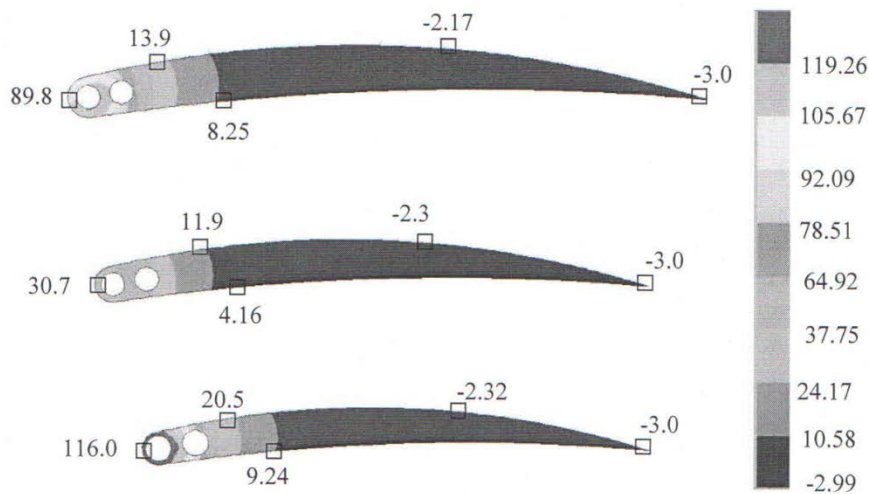


Рис. 9. Результаты расчёта теплового состояния пера лопатки ВНА с вихревым нагревательным устройством

В результате выполненных экспериментальных исследований получены данные по граничным условиям внутреннего теплообмена в конкретном вихревом нагревательном устройстве. Для получения обобщающих критериальных зависимостей для теплообменных процессов в подобных устройствах требуется проведение специальных исследований с использованием теории планирования экс-

перимента. Разработанная экспериментальная методика, базирующаяся на теории регулярного теплового режима, в сочетании с современными средствами бесконтактной термометрии позволяет оперативно и с приемлемыми затратами проводить такие исследования. Методика также применима для исследования теплообмена в любых осесимметричных каналах.

Библиографический список

1. Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения. М.: УНПЦ Энергомаш, 2000. 412 с.
2. Жорник И.В., Пиралишвили Ш.А. Лопатка входного устройства ГТД: патент РФ № 2133850; дата регистрации 27.01.1998. МПК F02C7/045.
3. Чердаков П.В. Теория регулярного режима. М.: Энергия, 1975. 224 с.

Информация об авторах

Жорник Максим Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры общей и технической физики, Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: mn.zhornik@yandex.ru. Область научных интересов: исследования теплообменных процессов.

Пиралишвили Шота Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой общей и технической физики, Рыбинский государственный авиационный технический университет

имени П.А. Соловьёва. E-mail: piral@list.ru. Область научных интересов: аэрокосмическая теплофизика, энергетика, гидрогазодинамика и тепломассообмен в ограниченных потоках, вихревой эффект.

Могилева Ксения Александровна, студент магистратуры, Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: k-mogileva@mail.ru. Область научных интересов: исследования теплообменных процессов.

**EXPERIMENTAL RESEARCH OF INTERNAL HEAT TRANSFER
IN THE VORTEX HEAT GENERATOR**

© 2015 M. N. Zhornik, Sh. A. Piralishvili, K. A. Mogileva

Rybinsk State Aviation Technological University, Rybinsk, Russian Federation

The results of the experimental study of internal heat transfer in a vortex heat generator incorporated in a deicing system of a ground gas turbine engine are presented in article. The essence of the experimental methods based on the theory of steady-state heating conditions is outlined. The method is implemented in an experimental installation that makes it possible to analyze internal heat transfer in axisymmetric channels quickly and effectively. The experimental model presents a counterflow vortex tube with a heat-isolated chamber of energy separation. The results of the experimental studies are used for the calculation of the thermal state of the inlet guide vane unit of the GTD-110 engine equipped with a vortex heat generator when functioning in the conditions of icing.

Internal heat transfer, deicing system, inlet guide vane unit, vortex tube, heat separation chamber.

References

1. Piralishvili Sh.A., Polyayev V.M., Sergeev M.N. *Vikhrevoy effekt. Eksperiment, teoriya, tekhnicheskie resheniya* [Vortex effect. Experiment, the theory, technical decisions]. Moscow: UNPZ Energomash Publ., 2000. 412 p.
2. Zhornik I.V., Piralishvili Sh.A. *Lopatka vkhodnogo ustroystva GTD* [Gas-turbine engine intake system blade]. Patent RF no. 2133850. Priority from 27.01.1998. MPKF02C7/045.
3. Cherdakov P.V. *Teoriya regulyarnogo rezhima* [The theory of steady-state conditions]. Moscow: Energiya Publ., 1975. 224 p.

About the authors

Zhornik Maxim Nikolaevich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of General and Applied Physics, P.A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technological University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: mn.zhornik@yandex.ru. Area of Research: heat transfer processes.

Piralishvili Shota Aleksandrovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of General and Applied Physics, P.A. Solovyov Rybinsk State

Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: piral@list.ru. Area of Research: aerospace thermal physics, power engineering, fluid dynamics and heat mass transfer in confined jets, swirling effect.

Mogileva Kseniya Aleksandrovna, Master Student, P.A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: k-mogileva@mail.ru. Area of Research: heat transfer processes.

УДК 517.95

РАСЧЁТ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ В ВЯЗКОУПРУГОЙ КВАДРАТНОЙ ПЛАСТИНЕ С КРУГЛЫМ ВЫРЕЗОМ

© 2015 Е. Ю. Иванов

Самарский государственный университет путей сообщения

На основе разработанного ранее принципа соответствия расчёт деформированного состояния конструкций из анизотропных вязкоупругих материалов в условиях воздействия температур сведён к расчёту деформированного состояния конструкций из упругих материалов. На основе данного принципа создан метод расчёта деформированного состояния неоднородных анизотропных конструкций произвольной формы в случае их статического нагружения при воздействии температур. Рассчитываются перемещения в стальной пластине квадратной формы с круглым вырезом, возникающие под действием внешней переменной нагрузки и переменного температурного поля. Выбранная в качестве модели задача линейной несвязной термовязкоупругости позволяет получить точное аналитическое решение, удобное для анализа состояния изделия при различных режимах эксплуатации.

Перемещения, напряжения, задача несвязной термовязкоупругости, метод опорных функций.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-88-92

Разнообразие методов решения начально–краевых задач обусловлено тем, что каждый из них существенным образом опирается на форму деформируемого тела, свойства его материала и позволяет решить начально–краевую задачу только для достаточно узкого класса деформируемых тел. Сложность задачи значительно возрастает при необходимости учёта температурных напряжений.

В данной работе используется принцип соответствия [1], позволяющий расчёт деформированного состояния анизотропных термовязкоупругих конструкций сводить к расчёту деформированного состояния термоупругих изделий. На базе данного принципа соответствия построен метод, дающий возможность получить

решение начально–краевой задачи в виде оператора, воздействующего на начальные и краевые условия краевой задачи для тел произвольной формы.

В данной работе рассматривается решение инженерной задачи о напряжённо–деформированном состоянии ортотропной термовязкоупругой пластины. В качестве объекта исследования рассматривается стальная пластина квадратной формы с круглым вырезом. Квадрат имеет стороны 600 мм, вырез с радиусом 150 мм, оси координат проходят через центр квадрата и круглого выреза.

Напряжённо–деформированное состояние пластины описывается несвязной линейной статической задачей термовязкоупругости:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{ij,j}(\mathbf{x}, t) + F_i(\mathbf{x}) + \gamma \Theta_i(\mathbf{x}, t) &= 0; \\
 \left(\Delta - \frac{1}{\chi} \frac{\partial}{\partial t} \right) \Theta(\mathbf{x}, t) &= \frac{1}{\chi} Q(\mathbf{x}, t); \\
 \sigma_{ij}(\mathbf{x}, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^{\infty} \dots \int_0^{\infty} R_{ij\alpha\beta}(\mathbf{x}, t, \tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n) \prod_{m=1}^n [\varepsilon_{i_m j_m}(\mathbf{x}, \tau_m) - \alpha_{i_m j_m}(\mathbf{x}) \Theta(\mathbf{x}, \tau_m)] d\tau_m; \\
 \varepsilon_{ij}(\mathbf{x}, t) &= \frac{1}{2} [u_{i,j}(\mathbf{x}, t) + u_{j,i}(\mathbf{x}, t)]; \\
 \Theta(\mathbf{x}, t) &= \Theta_s(\mathbf{x}, t), \mathbf{x} \in S_{\Theta}; u_i(\mathbf{x}, t) = u_i^0(\mathbf{x}, t), \mathbf{x} \in S_u; \\
 \Theta(\mathbf{x}, t = 0) &= \Theta^0(\mathbf{x}).
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь $\sigma_{ij}(\mathbf{x}, t), \varepsilon_{ij}(\mathbf{x}, t)$ и $R_{ij\alpha\beta}(\mathbf{x}, t)$ – компоненты тензоров напряжений, деформаций и ядер релаксации; $ij\alpha\beta = i_1j_1i_2j_2\dots i_nj_n$; t – текущее время, в данной задаче время изменяется от 0 до 40; $F_i(\mathbf{x})$ – составляющие массовой силы; $\gamma = (2\mu + 3\lambda)\alpha$, где μ, λ – постоянные Ламе; α – коэффициент линейного теплового расширения; $\Theta(\mathbf{x}, t)$ – разность между температурой тела, ограниченного поверхностью S , в рассматриваемый момент времени и температурой исходного состояния T_0 ; Δ – оператор Лапласа; χ – коэффициент температуропроводности; $Q(\mathbf{x}, t)$ – внешний источник тепла; $\alpha_{ij}(\mathbf{x})$ – тензор теплового расширения; $u_i(\mathbf{x}, t)$ – компоненты вектора пере-

мещений; $u_i^0(\mathbf{x}, t)$ – граничное значение вектора перемещений; S_u – часть поверхности с заданными перемещениями; $\Theta_s(\mathbf{x}, t)$ – заданная разность температур на поверхности S ; $\Theta^0(\mathbf{x})$ – разность между температурой тела в момент времени $t = 0$ и температурой исходного состояния T_0 .

Индексы i и j после запятой означают дифференцирование по соответствующим координатам x_i или x_j .

Воспользовавшись принципом соответствия, изложенным в работе [1], сведём интегральными преобразованиями краевую задачу (1) к краевой задаче нелинейной фиктивной термоупругости в прообразах:

$$\begin{aligned} \sigma_{ij,j}^*(\mathbf{x}, p) + F_i^*(\mathbf{x}, p) + \gamma \frac{\partial \Theta^*(\mathbf{x}, p)}{\partial x_i} &= 0; \\ \left(\Delta - \frac{1}{g} \frac{\partial}{\partial p} \right) \Theta^*(\mathbf{x}, p) &= \frac{1}{g} Q^*(\mathbf{x}, p); \\ \sigma_{ij}^*(\mathbf{x}, p) &= R_{ij\alpha\beta}^*(\mathbf{x}, p) [\varepsilon_{\alpha\beta}^*(\mathbf{x}, p) - \alpha_{\alpha\beta}(\mathbf{x}) \Theta^*(\mathbf{x}, p)]; \\ \varepsilon_{ij}^*(\mathbf{x}, p) &= \frac{1}{2} [u_{i,j}^*(\mathbf{x}, p) + u_{j,i}^*(\mathbf{x}, p)]; \\ \Theta^*(\mathbf{x}, p) &= \Theta_s^*(\mathbf{x}, p), \quad \mathbf{x} \in S_\Theta; \quad u_i^*(\mathbf{x}, p) = u_i^{0*}(\mathbf{x}, p), \quad \mathbf{x} \in S_u; \quad \Theta^*(\mathbf{x}, t=0) = \Theta^0(\mathbf{x}). \end{aligned} \quad (2)$$

Для этого наложим на ядра релаксации дополнительное условие, и будем считать, что они представляются в виде:

$$R_{ij\alpha\beta}(\mathbf{x}, t, \tau) = \int_{\omega_p} R_{ij\alpha\beta}^*(\mathbf{x}, p) Y_L^-(p, t) Y_L^+(p, \tau) dp. \quad (3)$$

В выражениях (2) и (3) $Y_L(p, t)$ и $Y_L^+(p, t)$ – ядра прямых и обратных интегральных преобразований, индекс L в обозначениях ядер позволяет отличить одно интегральное преобразование от другого, (*) обозначает интегральный образ функции:

$$u_i^*(\mathbf{x}, p) = \int_{\omega_p} u_i(\mathbf{x}, t) Y_L^+(p, t) dt. \quad (4)$$

Принимая, что $Y_L^+(p, t) = \delta(p, t)$, где $\delta(p, t)$ – дельта функция Дирака, из (4) будем иметь:

$$u_i^*(\mathbf{x}, p) = u_i(\mathbf{x}, t).$$

Таким образом, решения – перемещения исходной задачи термовяз-

коупругости (1) и задачи фиктивной термоупругости (2) совпадают, поэтому разница между решениями этих задач будет состоять только в напряжениях.

Решение задачи (2) разделяется на две части:

1. Решение начально–краевой задачи для уравнения теплопроводности:

$$\begin{aligned} \left(\Delta - \frac{1}{g} \frac{\partial}{\partial p} \right) \Theta^*(\mathbf{x}, p) &= \frac{1}{g} Q^*(\mathbf{x}, p); \\ \Theta^*(\mathbf{x}, p) &= \Theta_s^*(\mathbf{x}, p), \quad \mathbf{x} \in S_\Theta; \\ \Theta^*(\mathbf{x}, p=0) &= \Theta^0(\mathbf{x}). \end{aligned} \quad (5)$$

2. Решение задачи фиктивной термоупругости:

$$\begin{aligned} \sigma_{ij,j}^*(\mathbf{x}, p) + F_i^*(\mathbf{x}, p) + \gamma \frac{\partial \Theta^*(\mathbf{x}, p)}{\partial x_i} &= 0; \\ \sigma_{ij}^*(\mathbf{x}, p) &= R_{ij\alpha\beta}^*(\mathbf{x}, p) [\varepsilon_{\alpha\beta}^*(\mathbf{x}, p) - \alpha_{\alpha\beta}(\mathbf{x}) \Theta^*(\mathbf{x}, p)]; \\ \varepsilon_{ij}^*(\mathbf{x}, p) &= \frac{1}{2} [u_{i,j}^*(\mathbf{x}, p) + u_{j,i}^*(\mathbf{x}, p)]; \\ u_i^*(\mathbf{x}, p) &= u_i^{0*}(\mathbf{x}, p), \quad \mathbf{x} \in S_u. \end{aligned} \quad (6)$$

Для решения начально–краевой задачи (5) и задачи (6) применялся метод опорных функций, изложенный в работе [2]. Расчёт проводился для ортотропной пластины, тензор ядер релаксации которой имеет четыре компоненты [3]: $\Gamma_{1111} = \lambda_1, \Gamma_{2222} = \lambda_2, \Gamma_{1122} = \lambda_4, \Gamma_{1212} = \lambda_5$.

В данной работе принято: $\lambda_1 = \lambda_2 = 1.2 \cdot 10^4 \text{ кг} / \text{мм}^2, \lambda_4 = 9.1 \cdot 10^3 \text{ кг} / \text{мм}^2, \lambda_5 = 6.1 \cdot 10^3 \text{ кг} / \text{мм}^2$.

В качестве контрольного решения уравнения теплопроводности была выбрана функция:

$$\Theta(x, t) = -\frac{5.25}{\gamma} 10^{-3} x y \sin(t).$$

Для данного уравнения были определены начально–граничные условия для задачи Дирихле, на основании которых получена функция Грина и, соответственно, искомое уравнение теплопроводности. Диапазон изменения времени 0–40.

Расчёт проведён средствами пакета Mathcad 15. Вместо преобразования Фурье использовано дискретное быстрое преобразование Фурье с количеством элементов интерполирующего тригонометрического многочлена, равном 21.

На рис.1 приведены графики температурных полей, соответствующих контрольному Θ_k и искомому Θ_u решениям уравнения теплопроводности для момента

времени $t=30$. Из анализа рис.1 видно, что графики полученных и контрольных решений совпадают.

На рис. 2 приведены графики полученного Θ_u и контрольного Θ_k решений изменения температуры по времени t для пластины в точке $(x=-210 \text{ мм}, y=-210 \text{ мм})$. Из анализа рис.2 видно, что графики полученных и контрольных решений совпадают.

Для перемещений в качестве контрольных были выбраны следующие функции:

$$u_x(x, y) = (3xy^2 + 2x^3)10^{-8} + \frac{5y^3}{3} \sin(t)10^{-7},$$

$$u_y(x, y) = (7x^2y - 2y^3)10^{-8} + \frac{5x^3}{3} \sin(t)10^{-7}.$$

На рис. 3, 4 представлены графики полученного и контрольного решений–перемещений $u_{x_u}(x, y), u_{y_u}(x, y)$ и $u_{x_k}(x, y), u_{y_k}(x, y)$ соответственно для времени $t = 30$.

Графики на рис. 3, 4 показывают, что перемещения полученного и контрольного решений совпадают.

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод, что разработанный метод аналитического решения статических задач теории термовязкоупругости для тел произвольной формы обеспечивает достаточную точность решения инженерных задач.

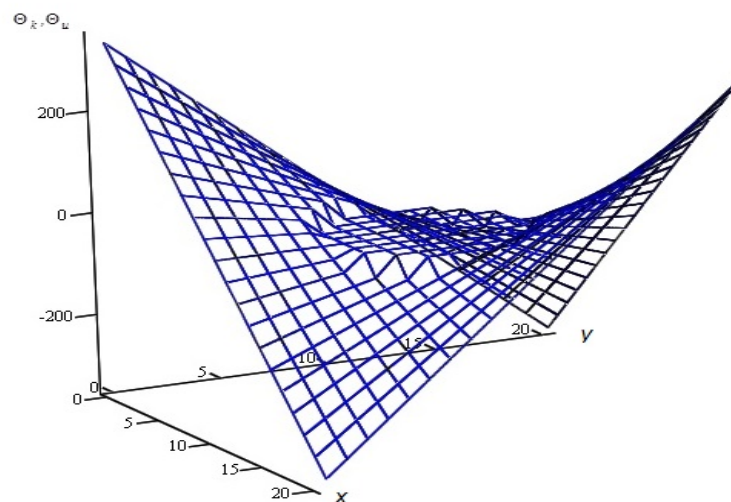


Рис.1. Графики контрольного Θ_k и полученного Θ_u решений

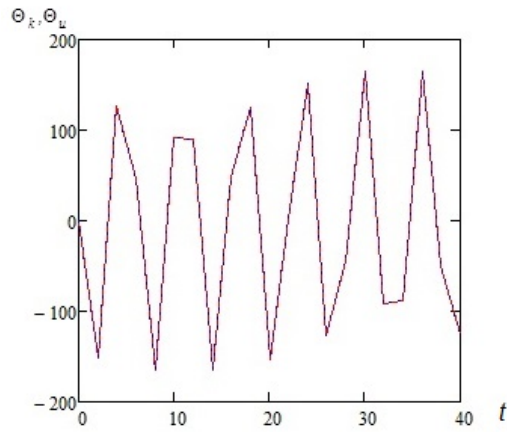


Рис.2. Графики изменения температуры по времени контрольного Θ_k и полученного Θ_u решений

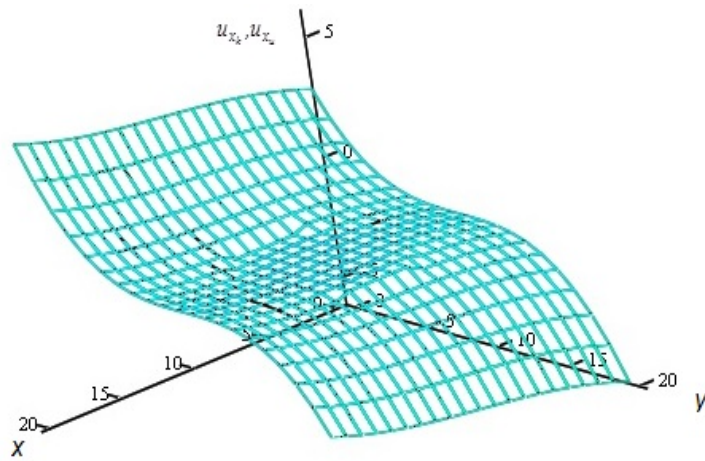


Рис.3. Графики перемещений контрольного u_{x_k} и полученного u_{x_u} решений

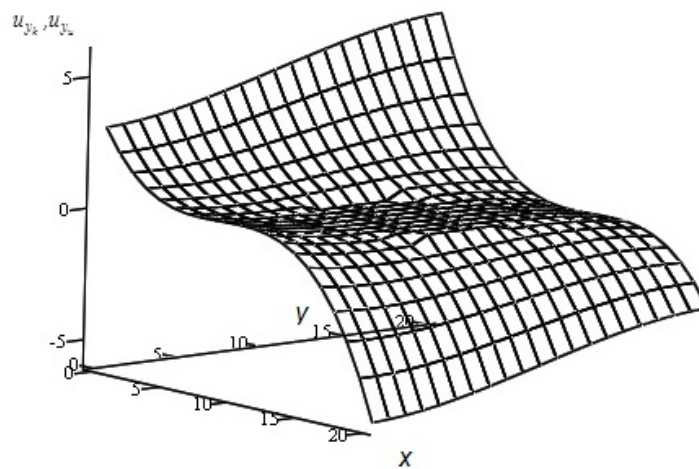


Рис.4. Графики перемещений контрольного u_{y_k} и полученного u_{y_u} решений

Библиографический список

1. Ермоленко Г.Ю., Иванов Е.Ю. Принципы соответствия между краевыми статическими задачами термовязкоупругости и термоупругости // Прикладная математика и механика. 2014. Т. 78, № 6. С. 853–857.
2. Горлач Б.А., Ермоленко Г.Ю. Метод опорных функций для решения задач математики и механики // Вестник СамГТУ. Серия: Физико-математические науки. 2004. № 26. С. 122–126. doi.org/10.14498/vsgtu188
3. Ильющин А.А., Победря Б.Е. Основы математической теории термовязкоупругости. М.: Наука, 1970. 280 с.

Информация об авторе

Иванов Евгений Юрьевич, аспирант, Самарский государственный университет путей сообщения. E-mail: planeta@samaramail.ru. Область научных интересов: аналитические методы решения краевых задач механики деформируемых твёрдых тел.

CALCULATION OF DISPLACEMENTS IN A VISCOELASTIC SQUARE PLATE WITH A ROUND CUT

© 2015 E. Yu. Ivanov

Samara State Transport University, Samara, Russian Federation

Calculation of the strained state of structures made of anisotropic viscoelastic materials under the influence of temperatures is reduced to the calculation of the strained state of structures made of elastic materials on the basis of the conformity principle developed earlier. A method of calculating the strained state of non-uniform anisotropic structures of an arbitrary shape in the case of their static loading under the influence of temperatures has been developed on the basis of this principle. Displacements caused by the influence of external variable pressure and variable temperature field inside a steel square plate with a round cut are calculated. The problem of linear incoherent thermoviscoelasticity selected as a model provides a strict analytical solution, convenient for the analysis of steel parts in different operation modes.

Displacement, stress, problem of linear incoherent thermoviscoelasticity, method of supporting functions.

References

1. Ermolenko G.Yu., Ivanov E.Yu. The principles of correlation between statical boundary value problems of thermoviscoelasticity and thermoelasticity. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 2014. V. 78, Iss. 6. P. 613-616. doi: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.008
2. Gorlach B.A., Ermolenko G.Yu. Method of basic functions for the solution problems of mathematics and mechanics. *Vestnik SamGTU. Seriya: Fiziko-matematicheskie nauki*. No 26. 2004. P. 122-126. (In Russ)
3. Il'yushin A.A., Pobedrya B.E. *Osnovy matematicheskoy teorii termovyazkouprugosti* [Foundations of the mathematical theory of thermoviscoelasticity]. Moscow: Nauka Publ., 1970. 280 p.

About the author

Ivanov Evgenij Yur'evich, postgraduate student, Samara State Transport University, Samara, Russian Federation. E-mail: planeta@samaramail.ru. Area of Research: analytical methods of solving boundary value problems of deformable body mechanics.

УДК 621.43

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ЭГФ ДЛЯ СИСТЕМЫ COMMON RAIL

© 2015 С. С. Каюков, Р. Э. Галлямов, А. В. Белоусов

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

Анализируется возможность увеличения быстродействия электрогидрофорсунки за счёт перехода работы при постоянном высоком давлении. Представлена структура расчётной модели ЭГФ в пакете LMS Imagine.Lab AMESim. Рассмотрено изменение расхода форсунки при изменённых параметрах пружины и электромагнита. Сравнение данных выполнено относительно величины фазовой дозы при одинаковом сигнале управления. Намечены предпосылки продолжения исследований в направлении анализа влияния остальных факторов и оптимизации их значений с целью получения максимального быстродействия.

Электрогидрофорсунка, впрыск, Common Rail, мультипликатор, пружина, электромагнит.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-93-96

В системах топливоподачи дизельных двигателей внутреннего сгорания (ДВС) существует проблема преодоления противоречия требований законов подачи топлива и обеспечения качества распыла топлива. Качественный распыл требует постоянного расхода при высоком давлении перед отверстиями в распылителе. Обеспечение закона топливоподачи, то есть распределение цикловой дозы по углу поворота коленвала, при разных режимах ДВС требует широкого диапазона изменения расхода. Принятый приоритет требований закона топливоподачи в системах использует переменное давление, в том числе в системах Common Rail. Электрогидрофорсунки (ЭГФ) в указанных системах предназначены для реализации многофазного впрыска, количество фаз и скважность которых ограничена быстродействием форсунки. Существует предположение, что часть ограничения быстродействия обусловлена универсальностью форсунки по величинам рабочего давления. Следствием недостаточного быстродействия является отклонение реализуемых законов подачи от требуемых.

В состав электрогидравлических форсунок входят:

- исполнительное устройство в виде иглы с мультипликатором, представляющим собой гидроцилиндр, рабочая полость которого по диаметру превышает диаметр иглы и является полостью управления, а пружина иглы – устройством обеспечения герметичности при отсутствии рабочего давления;

- устройство управления давлением в управляющей полости мультипликатора в виде золотника или клапана с электромагнитным, пьезоэлектрическим или магнитострикционным приводом.

Согласно известным результатам исследования ЭГФ [1] заменить мультипликатор подобранной соответствующим образом пружинной невозможно.

Указанное утверждение не является корректным применительно к ЭГФ, работающей на постоянном высоком давлении. Переход на постоянное давление позволяет рассматривать несколько вариантов повышения быстродействия:

- увеличение жёсткости и натяжения возвратной пружины;

- уменьшение тягового усилия электромагнитного клапана с соответствующим повышением его быстродействия,

- уменьшение площади мультипликатора с соответствующим уменьшением объёма управляющей полости;

- уменьшение проходных сечений дросселя и клапана управления с соответствующим дополнительным уменьшением тягового усилия и повышением быстродействия электромагнитного клапана.

Для анализа указанных возможностей повышения быстродействия был выбран одномерный пакет LMS Imagine.Lab AMESim. В данном пакете с помощью

стандартных блоков [2], входящих в библиотеки, была смоделирована ЭГФ (рис. 1), параметры которой соответствуют форсунке Bosch 0445110190.

По результатам расчётов были получены графики, представленные на рис. 2-4. Сравнение данных выполняется относительно величины фазовой дозы при одинаковом сигнале управления, причём следует считать, что чем доза больше, тем выше быстродействие.

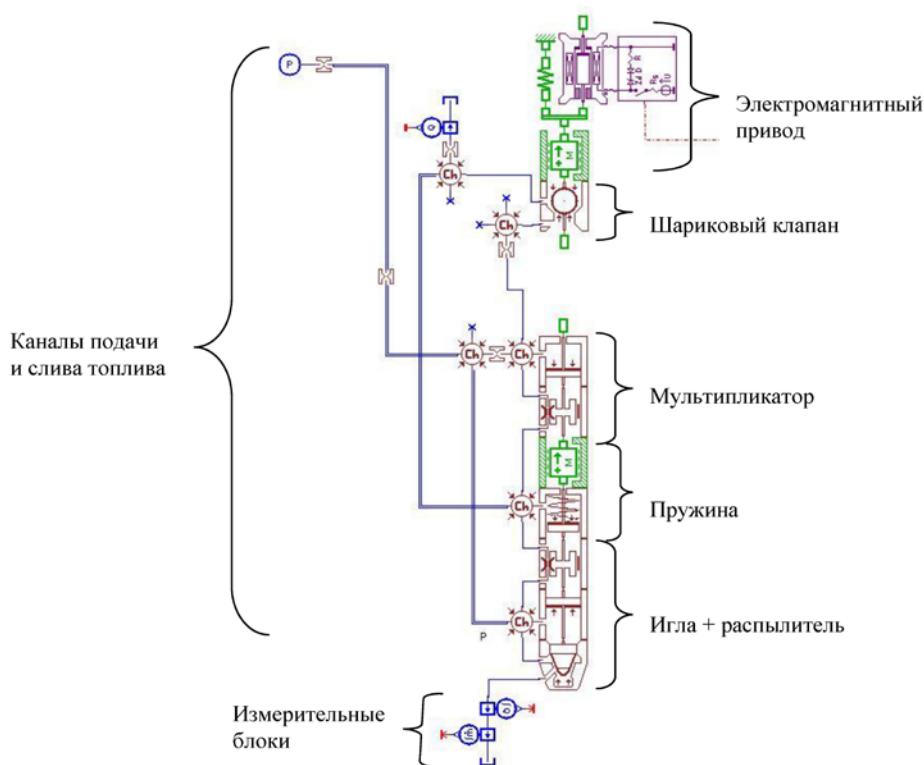


Рис. 1. Структурный вид модели электрогидрофорсунки

Таблица 1. Параметры модели форсунки

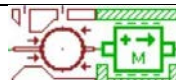
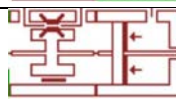


Компонент модели в AMESim	Bosch	Доработанная модель
 масса шарикового клапана, кг	0,003	0,001
 мультипликатор, мм	4,2	1,9
 пружина: предварительный натяг, Н; жёсткость, Н/мм	30 13	8; 275 5; 7000
 объём впускного дросселя, см ³	0,015	0,005

График расхода форсунки при предварительном натяге пружины 8 Н и жёсткости 5 Н/мм изображён на рис. 2.

На рис. 3 представлен график расхода при диаметре мультипликатора 1,9 мм, предварительном натяге пружине 275 Н и жёсткости 7000 Н/мм.

Влияние на расход ЭГФ изменения тягового усилия электромагнита показано на рис. 4.

Из ряда перечисленных ранее вариантов были изменены три. По результатам изменений, приведённых на графиках, видно, что быстродействие форсунки увеличилось. В связи с этим работу необходимо продолжить в направлении исследования влияния остальных факторов и оптимизации их значений с целью получения максимального быстродействия. При этом предполагается, что вышеописанные параметры будут исследоваться данной методикой, но результативность процесса будет оцениваться по режиму полного кратковременного открытия форсунки Bosch и модернизированной форсунки. Модернизированная форсунка должна обеспечивать меньшую цикловую дозу на режимах кратковременного полного открытия, при этом будет возможно уменьшить скважность между впрысками.

Работа выполнены с помощью оборудования центра коллективного пользования САМ-технологий.

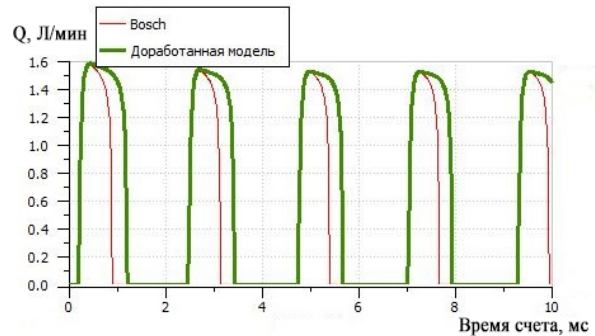


Рис. 2. Сравнение расходов ЭГФ при изменённых жёсткости и натяжении пружины

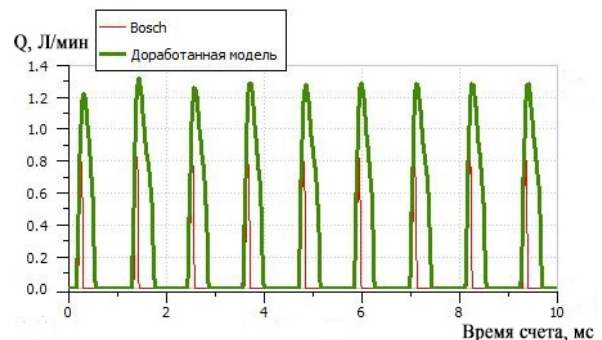


Рис. 3. Сравнение расходов ЭГФ при изменённом диаметре мультипликатора и пружины

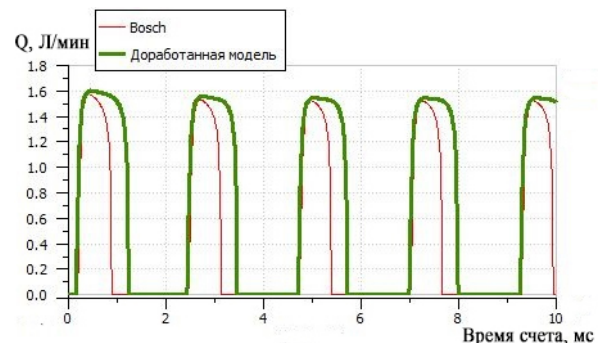


Рис. 4. Сравнение расходов ЭГФ при изменённом тяговом усилии электромагнита

Библиографический список

1. Грехов Л.В., Иващенко Н.А., Марков В.А. Топливная аппаратура и системы управления дизелей: учебник для вузов. М.: Легион-Автодата, 2004. 344 с.
2. LMS Imagine.Lab AMESim. AMESim Rev 13 Tutorial guide, November 2013. 152 p.

Информация об авторах

Каюков Сергей Сергеевич, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследо-

вательский университет). E-mail: street999@mail.ru. Область научных интересов: системы топливоподачи, моделирование процессов тепловых машин.

Галлямов Роман Эдуардович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: gallyamov_ml@mail.ru. Область научных интересов: системы поршневых ДВС.

Белоусов Артем Владимирович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: zavulon163@mail.ru. Область научных интересов: системы поршневых ДВС.

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF IMPROVING PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF A SOLENOID INJECTOR FOR THE COMMONRAIL SYSTEM

© 2015 S. S. Kayukov, R. E. Gallyamov, A. V. Belousov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The paper analyzes the possibility of improving the performance of a solenoid injector by switching to constant high-pressure operation. The structure of a solenoid injector design model is presented in the LMS Imagine. Lab AMESim package. Variation of the injector flow rate in the case of varying spring and magnet parameters is discussed. The data are compared relative to the value of the phase dose for the same control signal. Preconditions for the necessity of continuing the investigations in the direction of analyzing the influence of other factors and optimizing their values with the aim of obtaining maximum speed are outlined.

Solenoid injector, injection, CommonRail, multiplier of needle, spring, solenoid.

References

1. Grehov L.V., Ivaschenko N.A., Moscow: Legion-Autodata Publ., 2004. Markov V.A. *Toplivnaya apparatura i sistema upravleniya dizeley: uchebnik dlya vuzov* [Fuel equipment and control systems of diesel engines: textbook for universities]. 344 p.
2. LMS Imagine. Lab AMESim. AMESim Rev 13 Tutorial guide, November 2013. 152 p.

About the authors

Kayukov Sergey Sergeevich, post-graduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: street999@mail.ru. Area of Research: fuel feed systems, modeling of work processes of heat engines.

Gallyamov Roman Eduardovich, undergraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation.

E-mail: gallyamov_ml@mail.ru. Area of Research: systems of piston internal combustion engines.

Belousov Artem Vladimirovich, undergraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: zavulon163@mail.ru. Area of Research: systems of piston internal combustion engines.

УДК 621.438

ВЛИЯНИЕ СПОСОБА ЗАДАНИЯ ВХОДНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОТОКА ЗА УГОЛКОВЫМ СТАБИЛИЗАТОРОМ ПЛАМЕНИ

© 2015 О. В. Коломзаров, В. М. Анисимов, И. А. Зубрилин

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

Рассматривается влияние способа задания характеристик турбулентности на входной границе на результаты расчёта параметров потока за уголкового стабилизатором пламени при использовании метода крупных вихрей и подсеточной модели турбулентности – Смагоринского-Лилли. Исследование проводится для пропановоздушной смеси с температурой 300 К в канале квадратного сечения с расположенным в нём плохообтекаемым телом, в основании которого лежит равносторонний треугольник с длиной ребра 25 мм. Среднемассовая скорость потока на входе – 10 м/с. Рассматривались несколько способов задания граничных условий на входной границе. Два варианта без турбулентности на входе (равномерное распределение скорости по входному сечению и трубный профиль скорости) и два варианта с искусственно смоделированной турбулентностью (вихревой метод и спектральный синтезатор турбулентности). В результате исследования были получены значения интенсивности потока в области до стабилизатора, распределение скорости, кинетической энергии в поперечных и продольных сечениях за стабилизатором. Также приведены графики спектра энергетической плотности пульсаций скорости.

Моделирование крупных вихрей, вихревой метод, метод спектрального синтезатора, плохообтекаемое тело, уголкового стабилизатор.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-97-105

Введение

В настоящее время при проектировании технических изделий широко применяются методы моделирования турбулентных течений. Наибольшее распространение получили: (U)RANS, LES, DNS. Так, для множества турбулентных течений, в которых существенную роль играют крупные вихревые структуры, результаты расчёта с помощью (U)RANS моделей не являются удовлетворительными. Прямое численное моделирование (Direct Numerical Simulation – DNS) невозможно применить в силу необходимости больших вычислительных ресурсов. Альтернативным подходом является метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES). Метод LES более универсален, однако для решения инженерных задач, на данный момент, необходимо решить ряд методических вопросов [1]. Одним из таких вопросов является способ задания граничных условий на входе в расчётную область.

Граничные условия разделяются на две большие группы – метод «рециклинга» турбулентности и метод «синтетической» турбулентности. Среди них можно выделить Precursor Simulation (PS), Vortex Method (VM), Synthetic Eddy Method (SEM), Spectral Synthesizer (SS). Методы «рециклинга» турбулентности отличаются хорошим качеством создаваемого на входной границе поля флуктуаций скорости. Однако методы такого типа не являются универсальными, так как применяемое в них перемасштабирование полей скорости специфично для определённого типа течения. Другим недостатком является невозможность или сложность применения методов этого типа к трёхмерным течениям в геометрически сложной области. Методы генерации «синтетической турбулентности» являются универсальными и простыми как в реализации в программах вычислительной гидродинамики, так и в использовании. В то же время низкое качество поля флуктуаций ско-

рости, создаваемого большинством методов этого типа, приводит к существенной деградации флуктуаций скорости при удалении от входной границы и к значительным отклонениям характеристик осреднённого течения. Эти модели имеют свои условия применения и требуют доработки.

Одним из основных узлов газотурбинного двигателя (ГТД) является форсажная камера (ФК) сгорания. Для стабилизации пламени и создания благоприятных условий перемешивания топлива в ФК используют уголкового стабилизатора пламени. Этот объект часто применяется для исследования горения заранее перемешанных смесей [2, 3]. В работе [4] проводилось численное моделирование течения за плохообтекаемым телом – уголкового стабилизатора пламени. В ней были рассмотрены различные углы при вершине стабилизатора и выявлено, что при больших углах стабилизатора пламя стабильнее. Размер зоны обратных токов зависит от угла раскрытия стабилизатора, а также от того, проводится холодная продувка или же имеется горение. При описании граничных условий не уточняется об использовании дополнительных граничных условий на входной границе. В работе [5] авторы сравнивали результаты эксперимента [6] с данными, полученными в результате численного моделирования. Представлены результаты изотермического потока и потока с горением, сопоставлялись средние скорости вдоль оси, значения средней по времени температуры потока, кинетическая энергия, а также для нескольких точек расчётной области построены спектры энергетической плот-

ности пульсаций. Результатом этой статьи стал вывод о том, что применение LES моделирования позволяет получать удовлетворительные результаты. Размер зоны рециркуляции отличается от эксперимента на 12 %. При расчёте на входной границе были заданы флуктуации поля скорости, при этом характеристики турбулентности равномерны по входному сечению, а профиль скорости был взят из эксперимента.

Можно сделать заключение, что не все исследователи уделяют внимание заданию пульсаций параметров на входной границе, которые являются достаточно важными для моделирования методом крупных вихрей.

Целью данной работы является исследование влияния способа задания характеристик турбулентности на входной границе в расчётную область на результаты расчёта параметров потока за уголкового стабилизатора пламени при использовании LES.

Модели и инструменты

Для исследования зависимости параметров потока от граничных условий был выбран уголкового стабилизатора пламени, исследуемый в работах [6, 7]. Схема расчётной области приведена на рис. 1. Расчётная область представляет собой канал квадратного сечения 50×50 мм с расположенной в нём призмой, в основании которой лежит равносторонний треугольник с длиной ребра $B=25$ мм. По схеме была создана конечно-объёмная (КО) модель расчётной области.

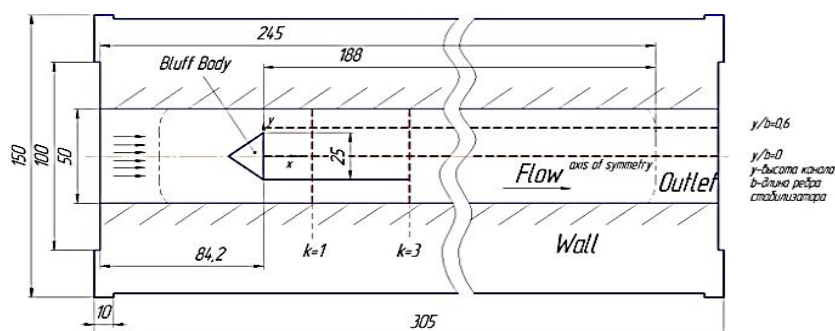


Рис. 1. Схема исследуемой области

Граничные условия

Расчёт проводился со следующими параметрами:

- модель турбулентности – LES;
- подсеточная модель турбулентности – Smagorinsky-Lilly;
- температура потока на входе – 300 К;
- среднемассовая скорость потока на входе – 10 м/с;
- статическое давление на выходе – 101,325 кПа;
- рабочее тело – смесь воздуха и пропана.

Для задания параметров на входе было использовано четыре подхода, представленных в табл. 1.

Таблица 1. Исследуемые варианты задания профиля параметров на входе

Обозначение	Профиль скорости	Профиль характеристик турбулентности	Метод задания турбулентных пульсаций
А	равномерный	-	-
В	трубный	-	-
С	трубный	трубный	Синтезатор
Д	трубный	трубный	Вихревой

А) *Равномерное поле скорости.* В этом случае не были использованы специальные способы задания распределения параметров. Использовалась стандартная функция задания параметров на входной границе Ansys Fluent. Тип входной границы – Velocity Inlet.

В) *Развитый трубный профиль.* Для создания такого распределения поля скорости на входной границе был осуществлён предварительный расчёт. Создавалась расчётная область в форме куба с длиной ребра 50 мм. Граничные условия полностью совпадали с параметрами моделируемой области. Во время расчёта параметры с выходной границы автоматически становятся начальными условиями для входной, тем самым имитируя мерный участок экспериментальной установки. В

результате такого подхода образуется так называемый развитый трубный профиль.

Синтетическое моделирование пульсаций (СМП) базируется на двух методах.

С) *Метод спектрального синтеза-тора.* Спектральный синтезатор – это способ генерации колебания компонентов скорости. Он основан на технологии формирования случайного потока, впервые предложенной Р. Крейчнаном и модифицированной В. М. Смирновым и др.

На входе в расчётную область используются специальные математические операции, моделирующие распределение скорости по гармонической зависимости с заданной амплитудой. Скорость представляется в следующем виде:

$$v_i(x, t) = \left(\frac{N}{2}\right)^{1/2} \sum_{n=0}^N [p_i^n \cdot \cos(k_j^n x_j + \omega_n t) + q_i^n \cdot \sin(k_j^n x_j + \omega_n t)],$$

где p_i, q_i – амплитуды; ω – частота.

Д) *Метод вихрей* [7]. В данном методе вводится набор вихрей, взаимодействующих друг с другом. Вихри распределяются равномерно на входной границе и отстоят друг от друга на расстояние $l/2$, где l – характерный масштаб, определяющий скорость затухания вихря при удалении от его центра. В плоскости, нормальной к направлению течения, рассчитывается случайное поле скорости, которое накладывается на распределение средней скорости на входной границе. Положение, размер и интенсивность каждого вихря предполагаются известными в каждый момент времени.

Распределение скорости на входной границе расчётной области находится при помощи закона Био-Савара:

$$v(x, t) = -\frac{1}{2\pi} \sum_{k=1}^N \Gamma_k \frac{(x-x'_k) \times z}{|x-x'_k|^2} \left[1 - \exp\left(-\frac{|x-x'_k|^2}{2\sigma^2}\right) \right],$$

где z – единичный вектор.

Результаты и обсуждение

В результате вышеуказанных настроек на входной границе образуются следующие распределения мгновенных скоростей. Как видно из рис. 3, методы С и D отличаются размерами вихревых структур, а при методе А и В флуктуации на входной границе отсутствуют.

Отличаются не только поле скорости на входной границе, но и структура потока при удалении от неё. На рис. 4 приведены поля скорости потока, на которых можно различить размеры турбулентных структур. При использовании методов А и В поле скорости сохраняется до тела стабилизатора без изменений. У метода С заметны мелкие вихревые структуры, интенсивность которых снижается на расстоянии около 2–3 калибров. В методе D образуются более крупные вихри, которые сохраняются до самого стабилизатора.

На графиках среднеквадратичного отклонения скорости потока (рис. 5, б) в продольном сечении до стабилизатора на расстояниях $y/B=0$ и $0,6$ от оси видно отличие пульсаций скорости при использовании различных моделей. Можно заметить, что у метода вихрей пульсации незначительно уменьшаются на протяжении всей исследуемой области, в то время как у метода спектрального синтезатора они резко снижаются и выходят на определённый уровень. В методе А и В пульсации практически отсутствуют, за исключением участка рядом со стабилизатором.

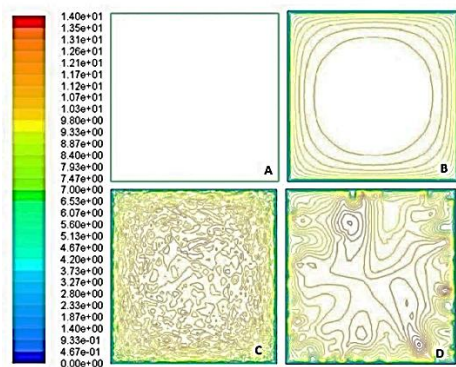


Рис. 3. Контуры скорости на входной границе

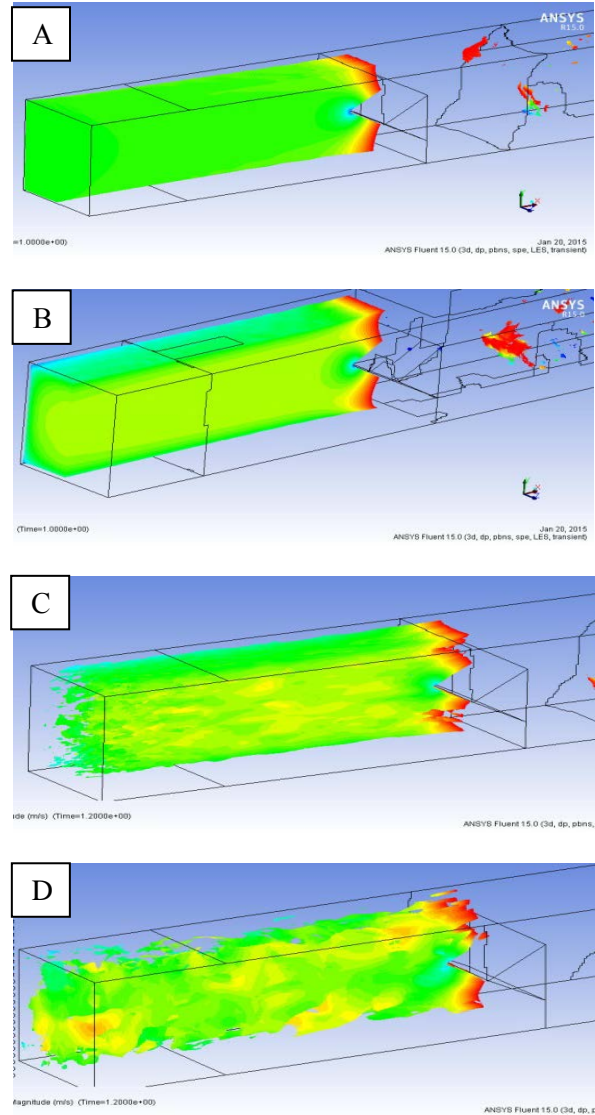


Рис. 4. Картина распределения скорости на участке до стабилизатора

Искусственно созданные пульсации скорости оказывают влияние на параметры потока, что видно при сравнении осевой скорости вдоль оси (рис. 7). Полученные значения скорости при использовании синтетического моделирования пульсаций имеют лучшее совпадение с экспериментальными данными в отличие от результатов с равномерным профилем и развитым трубным профилем скорости. Экспериментальные данные взяты из работы S. Fujii [8].

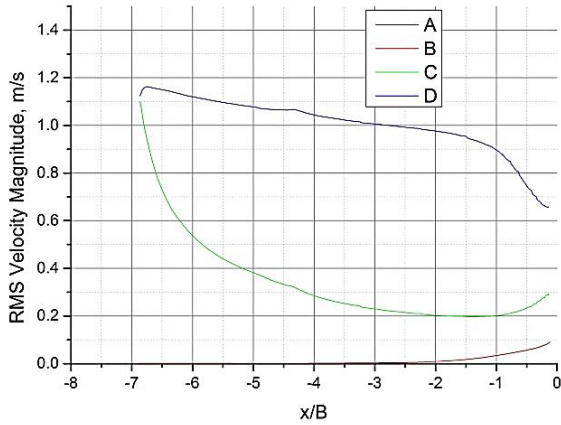


Рис. 5. Сравнение пульсаций скорости $y/B=0.6$

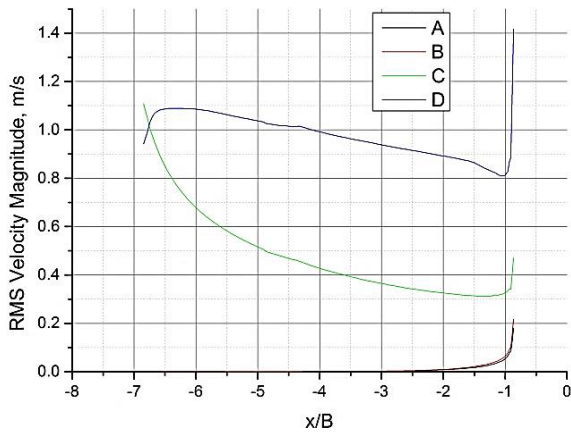


Рис.6. Сравнение пульсаций скорости $y/B=0$

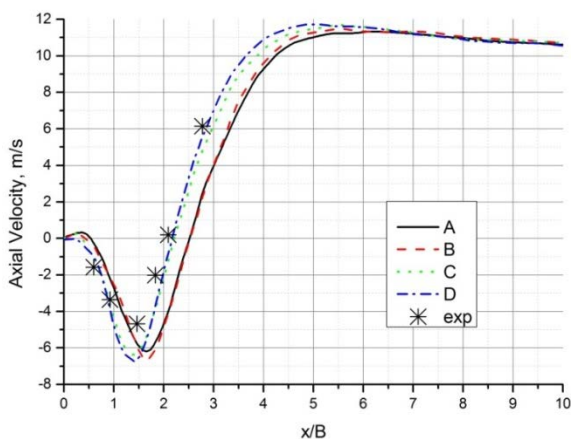


Рис. 7. Сравнение осевой скорости моделей с разными граничными условиями, x - длина области от стабилизатора до выходной границы

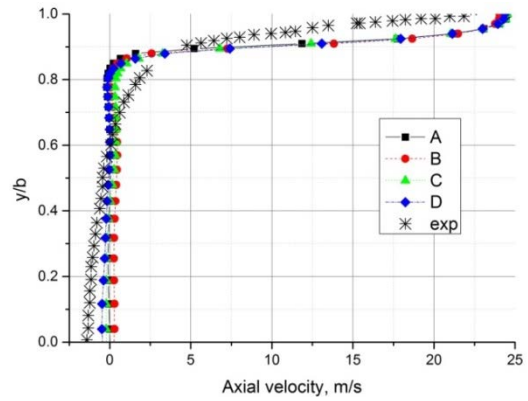


Рис. 8. Эпюра скорости при $x/B=0.4$, где b – радиальное положение от оси до точки с максимальной скоростью

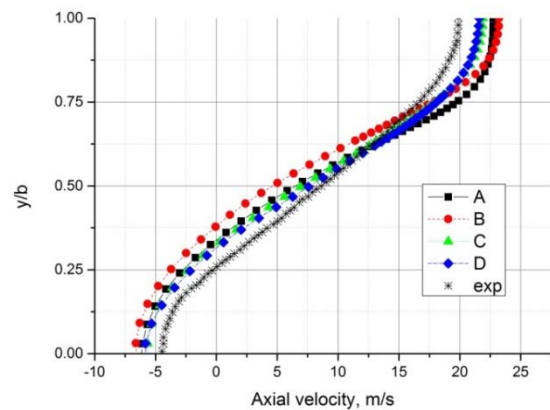


Рис. 9. Эпюра скорости при $x/B=1.6$, где b – радиальное положение от оси до точки с максимальной скоростью

При сравнении эпюры скорости в поперечном сечении на удалении $x/B=0,4$ и $1,6$ значительного отличия в результатах не замечено. По значениям эпюры с использованием начальных граничных условий видно, что значения располагаются ближе к экспериментальным данным (рис. 8, 9).

Из рис. 10 видно, что расход через зону обратных токов совпадает с экспериментальными значениями лучше на моделях, в которых учтена входная турбулентность.

Было проведено сравнение кинетической энергии потока, полученной в расчёте с результатами эксперимента. В эксперименте [9] и в расчётах кинетическая энергия рассчитывалась по формуле

$$k = \frac{u'^2}{2} + \frac{v'^2}{2} + \left(\frac{u'^2 + v'^2}{2} \right).$$

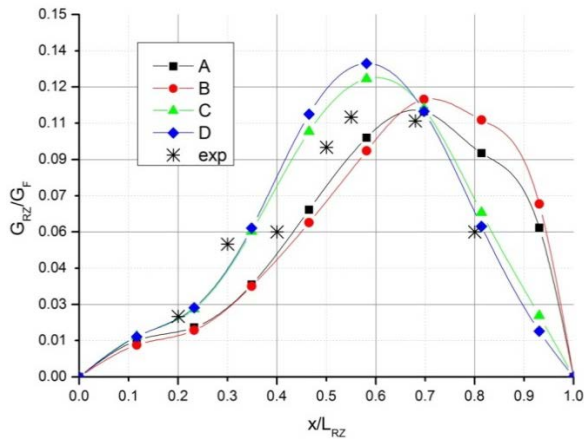


Рис. 10. Расход смеси через зону обратных токов

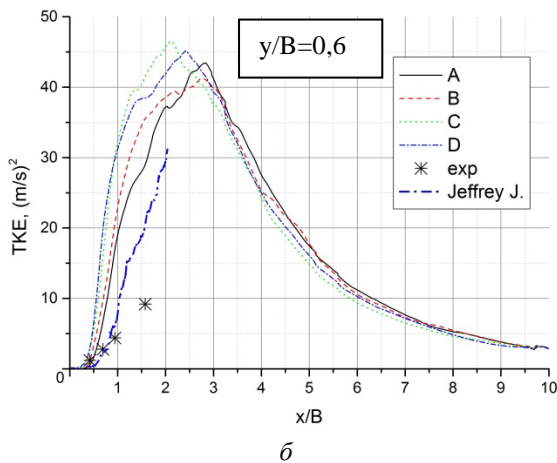
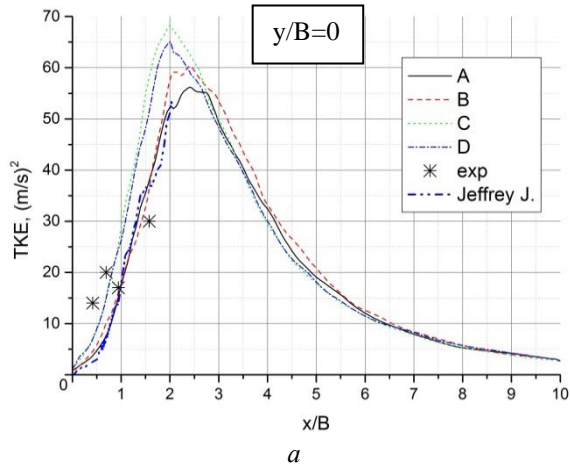


Рис. 11. Сравнение значений кинетической энергии турбулентности

Также приведены результаты расчётов Jeffrey J. из работы [10]. В ней проводилось сравнение результатов эксперимента, расчётов LES (Kinetic-Energy Transport) и RANS. На рис. 11 приведены значения кинетической энергии турбулентности в продольных сечениях $y/B=0, 0,6$. По ним видно, что значения кинетической энергии, полученные в расчётах, имеют приемлемое совпадение с экспериментальными результатами и значениями, взятыми из работы [10].

На рис. 12 приведён график спектра энергетической плотности пульсаций скорости. На графике видно наличие инерционного интервала (закон «5/3»). В точке, лежащей на оси и удалённой от стабилизатора на расстояние $x/B=3$, выделяется частота с наибольшей энергией. Эта точка соответствует частоте $f=187$ Гц, которая является следствием возникновения когерентных вихревых структур, периодически срывающихся с кромки плоскообтекаемого тела (рис.13).

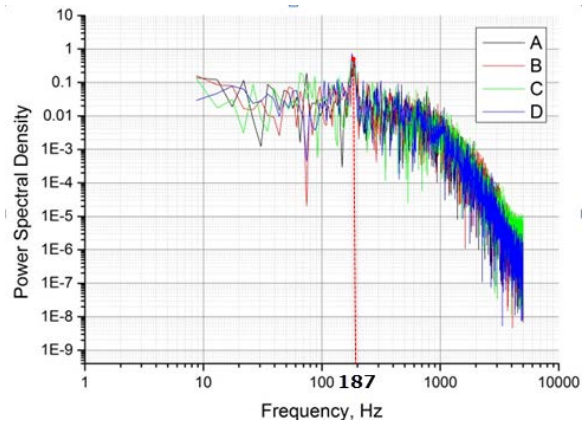


Рис. 12. Спектр энергетической плотности пульсаций скорости потока (FFT) в точке, лежащей на оси, на расстоянии $x/B=3$ за уголковым стабилизатором пламени

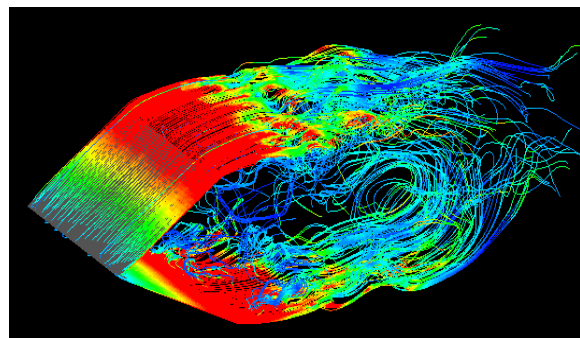


Рис. 13. Линии тока за стабилизатором

Заключение

В работе проведены исследования по влиянию входных граничных условий на результаты расчёта турбулентного потока в канале с уголкового стабилизатором пламени. На входной границе применялись равномерный профиль, развитый трубный профиль, вихревой метод моделирования характеристик турбулентности и метод спектрального синтезатора.

Установлено, что добавление флуктуаций на входную границу изменяет структуру потока, образуя дополнительные завихрения на участке до стабилизатора пламени. Эти структуры оказывают воздействие на поток за стабилизатором.

Для данной задачи методы вихрей и спектрального синтезатора оказывают практически одинаковое влияние на осевую скорость, размеры зоны обратных токов и другие параметры, но уровень пуль-

саций скорости до уголкового стабилизатора устанавливается разный. Из-за недостатка экспериментальных данных по влиянию входных условий нельзя полностью оценить степень влияния метода моделирования пульсаций на поток.

Метод моделирования крупных вихрей довольно хорошо предсказывает скорость потока и даёт приемлемые результаты по расходу через зону обратных токов. Но по кинетической энергии получаются неоднозначные результаты: на оси и на расстоянии $y/B=0,2$ результаты хорошо совпадают как с экспериментом, так и с расчётом Jeffrey J. При удалении от центральной оси различия велики.

В дальнейшем планируется исследовать влияние входных граничных условий на других элементах ГТД, к примеру, в горелочном устройстве, а также на результаты расчёта с горением.

Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчётах турбулентных течений. М.: Физматлит, 2008. 364 с.
2. Tabor G.R., Baba-Ahmadi M.H. Inlet conditions for large eddy simulation: A review // *Computers and Fluids*. 2010. V. 39, Iss. 4. P. 553-567. doi.org/10.1016/j.compfluid.2009.10.007
3. Kile B., Garwick K., Lunch A., Gord J.R. Non-reacting and combusting flow investigation of bluff bodies in cross flow // *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/SAE/ASEE 42nd Joint Propulsion Conference*. 2006. V. 11. P. 8743-8753. doi.org/10.2514/6.2006-5234
4. Yang G., Jin H., Bai N. A Numerical Study on Premixed Bluff Body Flame of Different Bluff Apex Angle // *Mathematical Problems in Engineering*. 2013. V. 2013. P. 132-140. doi.org/10.1155/2013/272567
5. Ryden R., Eriksson L.-E., Olovsson S. Large Eddy Simulation of Bluff Body Stabilized Turbulent Premixed Flame // *American Society of Mechanical Engineers* (Paper). 1993. P. 12. doi.org/10.1115/93-gt-157
6. Sjunesson A., Henriksson R., Lofstrom C. CARS measurements and visualization of reacting flows in bluff body stabilized flame // *AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1992. V. 28. P. 48-56. doi.org/10.2514/6.1992-3650
7. Handout for the CES-Seminar Talk Vortex Methods Matthias Kirchart 8th May 2013.
8. Fujii S., Eguchi K. A Comparison of Cold and Reacting Flow Around a Bluff-Body Flame Stabilizer // *Transaction of the ASME*. 1981. V. 103, Iss. 2. P. 328. doi.org/10.1115/1.3241741
9. Fujii S., Gomi M., Eguchi K. Cold Flow Tests of a bluff-Body Flame Stabilizer // *Journal of Fluids Engineering*. 1978. V. 100. Iss. 3. P. 323-332. doi.org/10.1115/1.3448673
10. Won-Wook Kim, Jeffrey, J. Lienau, Paul R. Van Slooten, Meredith B. Colket III, Robert E. Malecki, Saadat Syed. Towards Modeling Lean Blow Out in Gas

Turbine Flameholder Applications // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2006. Vol. 128, iss. 1. P.40-48. doi: 10.1115/1.2032450.

Информация об авторах

Коломзаров Олег Владимирович, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kolomzarov@gmail.com. Область научных интересов: вычислительная газовая динамика, горение в турбулентных потоках.

Анисимов Владислав Михайлович, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет).

E-mail: vradik@mail.ru. Область научных интересов: моделирование процессов горения в камере сгорания.

Зубрилин Иван Александрович, аспирант кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Область научных интересов: применение САЕ-технологий в расчетах процессов горения и турбулентных течений.

THE EFFECT OF THE WAY OF SETTING BOUNDARY CONDITIONS ON THE RESULTS OF MODELING A FLOW AT THE FLAMEHOLDER OUTLET

© 2015 O. V. Kolomzarov, V. M. Anisimov, I. A. Zubrilin

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The influence of different algorithms of generating inlet turbulent fluctuations on the results of calculating the flow parameters downstream the flameholder is discussed in the paper. Large eddy simulation is used on a turbulence model with a subgrid Smagorinsky-Lilli model. Propane-air mixture with a temperature of 300 K in a square-section channel is investigated. A bluff body with a base of an equilateral triangle with the side length equal to 25 mm is placed inside the channel. The mass-averaged inlet velocity is 10 m/s. Several ways of setting inlet boundary conditions are considered. Two cases without turbulence at the inlet (uniform velocity distribution across the inlet section and pipe velocity profile) and two cases with artificially modeled turbulence (vortex method and spectral turbulence synthesizer) are analyzed. The values of flow intensity upstream the stabilizer, the distribution of flow velocity and kinetic energy in longitudinal and cross sections downstream the stabilizer have been obtained. The graphs of the velocity fluctuation power density spectrum are also presented.

Large eddy simulation, vortex method, spectral synthesizer method, bluff body, flameholder.

References

1. Volkov K.N., Emelianov V.N. *Modelirovanie krupnykh vikhrey v raschetakh turbulentnykh techeniy* [Large-eddy simulation of turbulent flows in the calculations]. M.: Fizmatlit Publ., 2008. 364 p.
2. Tabor G.R., Baba-Ahmedi M.H. Inlet conditions for large eddy simulation: A review. *Computers and Fluids*. 2010. V. 39, Iss. 4. P. 553-567.
3. Kile B., Garwick K., Lunch A., Gord J.R. Non-reacting and combusting flow investigation of bluff bodies in cross flow. *Collection of Technical Papers - AI-AA/ASME/SAE/ASEE 42nd Joint Propulsion Conference*. 2006. V. 11. P. 8743-8753. doi.org/10.2514/6.2006-5234
- doi.org/10.1016/j.compfluid.2009.10.007

4. Yang G., Jin H., Bai N. A Numerical Study on Premixed Bluff Body Flame of Different Bluff Apex Angle. *Mathematical Problems in Engineering*. 2013. V. 2013. P. 132-140. doi.org/10.1155/2013/272567
5. Ryden R., Eriksson L.-E., Olovsson S. Large Eddy Simulation of Bluff Body Stabilized Turbulent Premixed Flame. *American Society of Mechanical Engineers (Paper)*. 1993. P.12. doi.org/10.1115/93-gt-157
6. Sjunesson A., Henriksson R., Lofstrom C. CARS measurements and visualization of reacting flows in bluff body stabilized flame. *AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1992. V. 28. P. 48-56. doi.org/10.2514/6.1992-3650
7. Handout for the CES-Seminar Talk Vortex Methods Matthias Kirchhart 8th May 2013.
8. Fujii S., Eguchi K. A Comparison of Cold and Reacting Flow Around a Bluff-Body Flame Stabilizer. *Transaction of the ASME*. 1981. V. 103. Iss. 2. P. 328. doi.org/10.1115/1.3241741
9. Fujii S., Gomi M., Eguchi K. Cold Flow Tests of a bluff-Body Flame Stabilizer. *Journal of Fluids Engineering*. 1978. V. 100, Iss. 3. P. 323-332. doi.org/10.1115/1.3448673
10. Won-Wook Kim, Jeffrey, J. Lienau, Paul R. Van Slooten, Meredith B. Colket III, Robert E. Malecki, Saadat Syed. Towards Modeling Lean Blow Out in Gas Turbine Flameholder Applications. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2006. Vol. 128, iss. 1. P.40-48. doi: 10.1115/1.2032450

About the authors

Kolomzarov Oleg Vladimirovich, Master Student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: kolomzarov@gmail.com. Area of Research: computational fluid dynamics, combustion in turbulent flows.

Anisimov Vladislav Mihaylovich, Master Student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: vradi@mail.ru. Area of Research:

modeling of combustion processes in a gas turbine engine combustion chamber

Zubrilin Ivan Alexandrovich, post-graduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: zubrilin416@mail.ru. Area of Research: application of CAE -technologies for the calculation of combustion and turbulent flows.

УДК 678.01:624.074

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ТКАНЕВОГО ЭПОКСИДНОГО УГЛЕПЛАСТИКА

© 2015 В. А. Комаров, Е. А. Кишов, Р. В. Чарквиани, А. А. Павлов

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

Рассмотрена задача адекватного моделирования тонкостенных конструкций из слоистых полимерных композиционных материалов, армированных тканями. Исследовано соответствие расчётных и экспериментальных значений разрушающих нагрузок для образцов регулярных и нерегулярных зон конструкций. В качестве образцов использованы полосы стандартных размеров и проушины трёх типоразмеров с квазиизотропной укладкой слоёв материала. Выполнены испытания на статическую прочность образцов. Построены конечно-элементные модели образцов в системе NASTRAN. Проведена оценка точности прогноза несущей способности образцов, выполненной на основе критериев прочности композитов (максимальных напряжений, максимальных деформаций, Цая-Ву, Цая-Хилла и др.). Даны рекомендации по выбору критериев прочности при проектировочных расчётах изделий из слоистых армированных пластиков. Рассмотрена корректность упрощённого моделирования контактного взаимодействия оси и поверхности отверстия проушин путём передачи нагружающего усилия из центра отверстия на периферийные узлы при помощи стержневых конечных элементов.

Слоистый композиционный материал, проушина, критерии прочности композитов, прочностные испытания, конечно-элементное моделирование.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

Доля композиционных материалов в конструкции современных самолётов неуклонно растёт. Планер одной из последних моделей пассажирских самолётов фирм Boeing и Airbus более чем на половину состоит из материалов такого типа [1, 2].

В то же время, большое разнообразие применяемых конструкционных материалов, способов их изготовления, а также зависимость свойств результирующего изделия от технологии порождает триаду «материал-конструкция-технология», в которой особое место занимает проблема достоверного прочностного анализа. Сложность расчёта на прочность композитов состоит в неоднозначности выбора теории прочности, в то время как для распространённых в самолётостроении изотропных материалов (алюминиевые сплавы, стали) известно, что приемлемые результаты даёт IV теория (Мизеса).

Растяжение квазиизотропной полосы

Рассмотрим квазиизотропный образец, изготовленный по стандарту [3] и нагруженный растяжением (рис.1). Поставим задачу: сравнить разрушающую нагрузку, полученную после статических испытаний и предсказываемую по конечно-элементной модели.

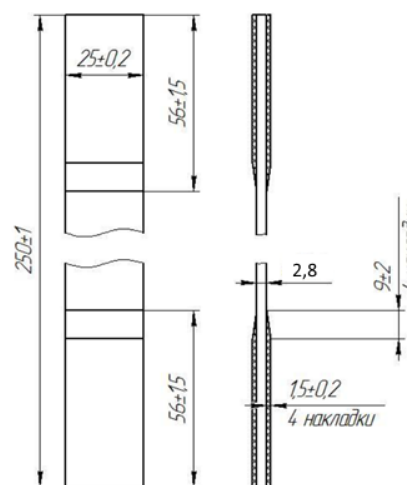


Рис. 1. Геометрия образца

Параметры образца:

- укладка $[(0/90, \pm 45)_s]_3$;
- толщина пакета – 2,8 мм;
- количество слоёв – 12.

Материал образцов – связующее RTM6 (эпоксидная ткань), армирующий компонент – биаксиальная карбоновая ткань Hexcel.

Свойства материала представлены в табл.1.

Таблица 1. Механические характеристики материала

Модуль упругости вдоль основы, МПа	68600
Модуль упругости вдоль утка, МПа	66900
Модуль сдвига в плоскости армирования, МПа	5800
Коэффициент Пуассона в плоскости армирования	0,03
Предел прочности вдоль основы, МПа	780
Предел прочности вдоль утка, МПа	720
Предельная деформация вдоль основы/утка	0,0092
Предельная сдвиговая деформация	0,0150

Моделирование осуществлялось оболочечными четырёхузловыми элементами CQUAD4 со свойством RCOMP (решатель – NASTRAN), которые в пре/пост-процессоре FEMAP обозначаются как Laminate. Нагрузка в модели соответствует экспериментальному разрушающему значению. Граничные условия и сетка конечных элементов показаны на рис.2.

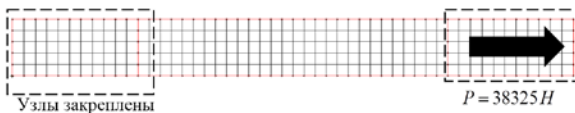


Рис. 2. Граничные условия и сетка конечных элементов

Индекс прочности (FI) – значение функции прочности для данных напряжений (деформаций), например, для квадратичного критерия [4] (назовём его здесь

критерием Васильева) имеем соотношение:

$$FI = \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_2} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}} \right)^2. \quad (1)$$

Тот факт, что $FI \geq 1$ только констатирует инициацию разрушения, однако ответ на вопрос, какую долю составляет приложенная нагрузка от разрушающей, данная величина не даёт. Для того, чтобы определить указанное отношение, необходимо найти запас прочности (SR - Strength Ratio):

$$SR = \frac{F_{разр}}{F}. \quad (2)$$

Запас прочности находится из решения уравнения

$$FI(SR \cdot \sigma_1, SR \cdot \sigma_2, SR \cdot \tau_{12}) = 1. \quad (3)$$

Запишем критерий Цая-Хилла [5]:

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_2} \right)^2 - \left(\frac{1}{\sigma_1} + \frac{1}{\sigma_2} \right) \sigma_1 \sigma_2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}} \right)^2 = 1. \quad (4)$$

Для квадратичных однородных функций прочности (например, для критерия Цая-Хилла) получим, что

$$SR = \frac{1}{\sqrt{FI}}. \quad (5)$$

Здесь и далее критерий Цая-Ву используется в следующей форме [6]:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{66} \tau_{12}^2 = 1, \quad (6)$$

где

$$\left. \begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{\sigma_1} - \frac{1}{\sigma_1}, F_2 = \frac{1}{\sigma_2} - \frac{1}{\sigma_2}, \\ F_{11} &= \frac{1}{\sigma_1 \sigma_1}, F_{22} = \frac{1}{\sigma_2 \sigma_2}, \\ F_{66} &= \frac{1}{\tau_{12}^2}, F_{12} = 0. \end{aligned} \right\}$$

В выражениях (1) и (4)

$$\bar{\sigma}_i = \begin{cases} \bar{\sigma}_i^+, & \text{если } \bar{\sigma}_i \geq 0, \\ \bar{\sigma}_i^-, & \text{если } \bar{\sigma}_i < 0. \end{cases}$$

Результаты сравнения расчётной и экспериментальных значений разрушаю-

щих нагрузок сведём в «гистограмму» (рис. 3).

Достигнуто хорошее соответствие между расчётными и опытными значениями разрушающих нагрузок для всех критериев, за исключением критерия Цая-Хилла.

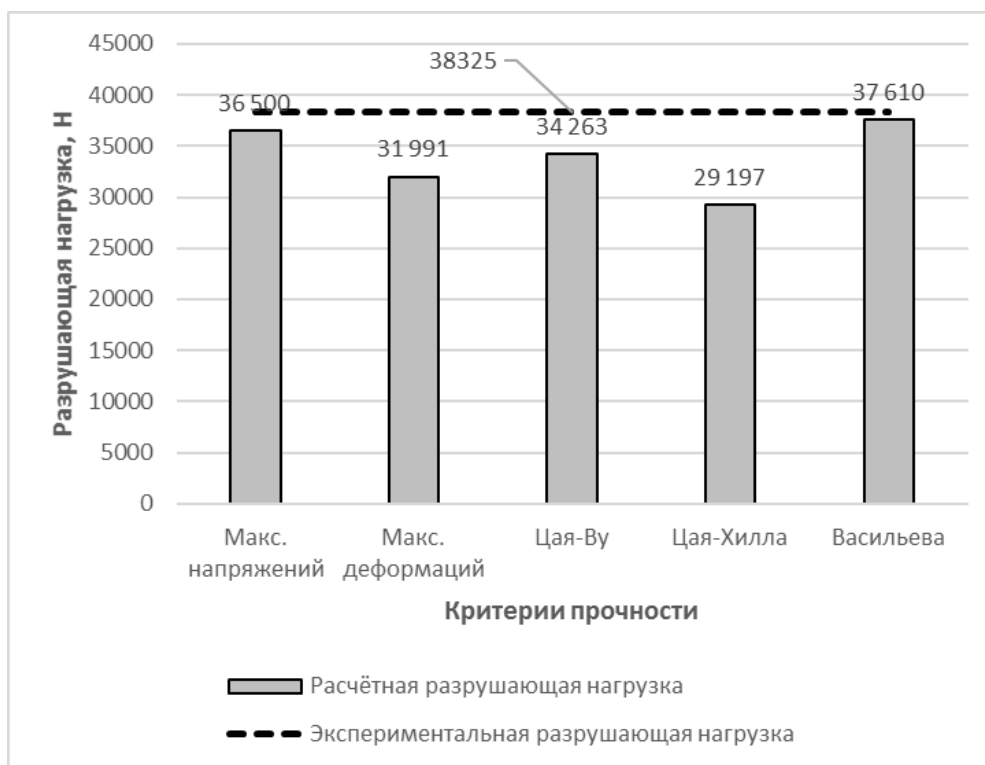


Рис. 3. Сравнение результатов расчёта с экспериментом

Растяжение квазиизотропных проушин

Исследовались проушины трёх типоразмеров (рис.4) из того же материала, что и для полос.

Граничные условия (рис.5) для всех типоразмеров идентичны. Закрепление осуществлялось по узлам задней кромки

по всем степеням свободы. Нагрузка передавалась из центра отверстия на периферийные узлы при помощи абсолютно жёстких стержневых элементов, обеспечивающих шарнирную связь.

Подробно место приложения нагружающего усилия показано на рис.6.

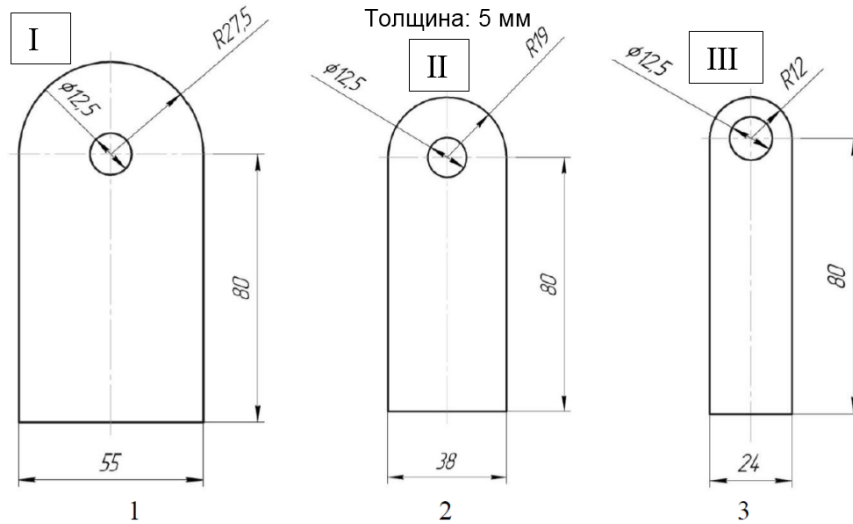


Рис. 4. Типоразмеры проушин

Вопрос о корректном моделировании нагружения проушины не является однозначным. В работе [7] проведено сравнение между сравнительно простым способом нагружения отверстия по «косинусу» и контактному нагружением. Показано, что контактная задача позволяет получить существенно более близкий к эксперименту результат. В настоящей статье хорошая сходимость получена при использовании компромиссного с точки зрения времени расчёта варианта (нагружение с помощью стержней).

Распределение индексов прочности по критерию максимальных напряжений представлено на рис.7, 8.

Расчётные картины распределения индексов прочности коррелируют с модами разрушения, полученными из прочностных испытаний (рис.9).

Сводка итоговых «гистограмм», показывающих степень соответствия расчётных и экспериментальных величин предельных нагрузок, приведена на рис.10.

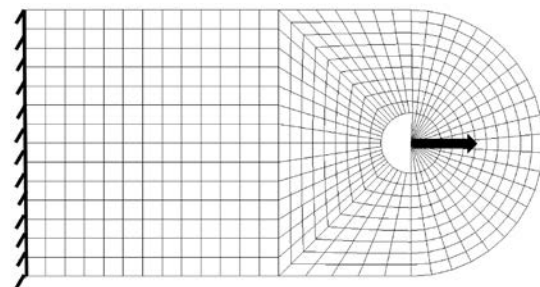


Рис. 5. Конечно-элементная сетка; нагрузки и закрепления

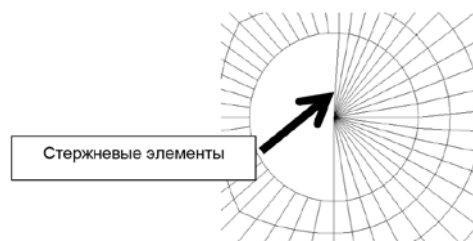


Рис. 6. Передача нагрузки на контур отверстия

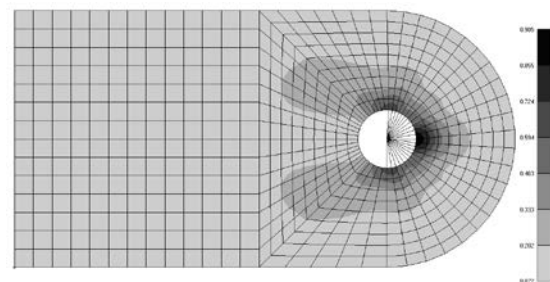


Рис. 7. Индексы прочности по критерию максимальных напряжений в слое 0/90° для I типоразмера

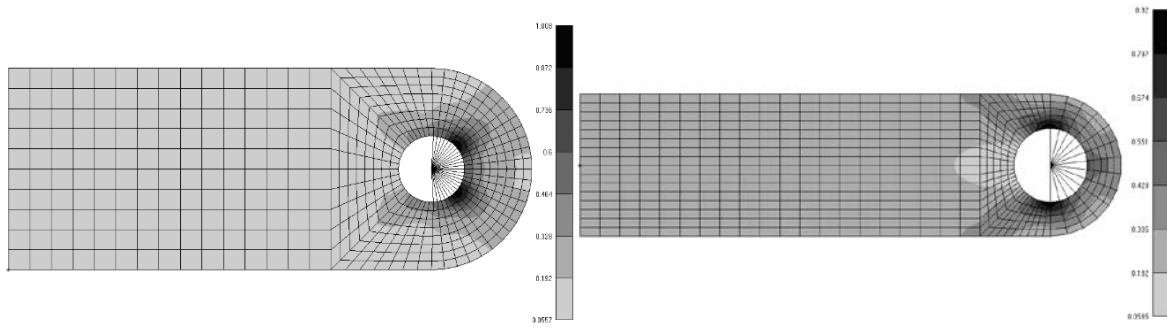
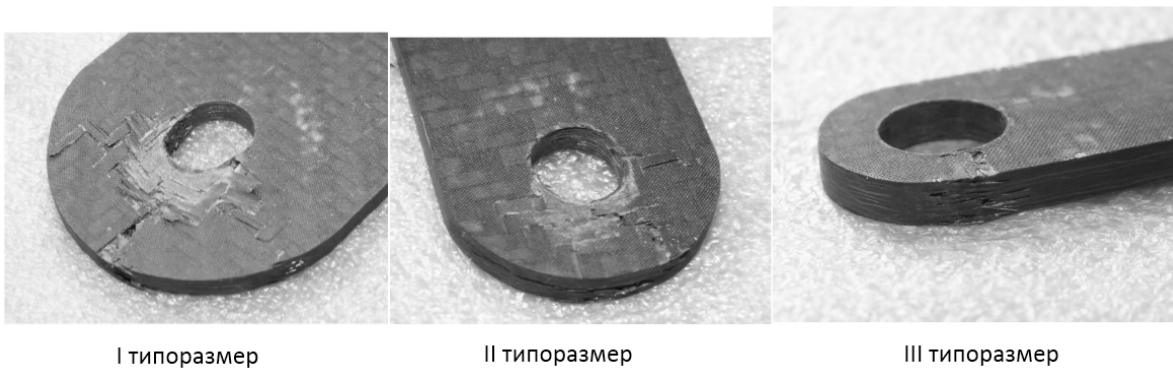


Рис. 8. Распределение индексов прочности по критерию максимальных напряжений для II (слева) и III (справа) типоразмеров



I типоразмер

II типоразмер

III типоразмер

Рис. 9. Образцы проушин после испытаний

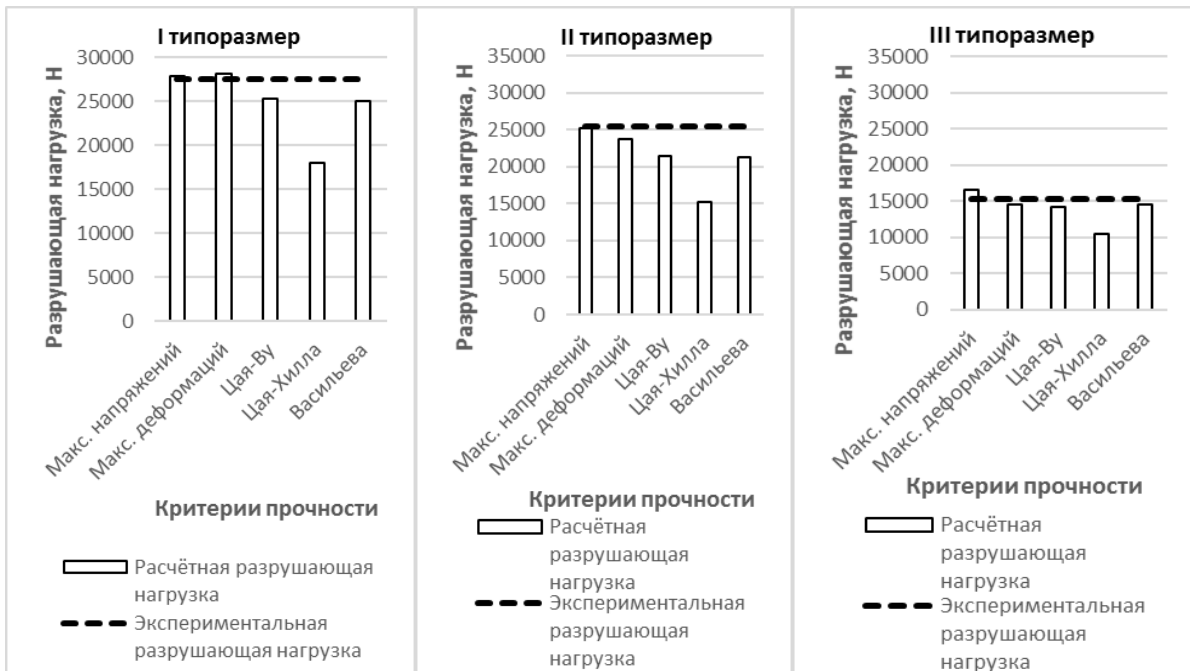


Рис. 10. Сравнение расчётных и экспериментальных значений разрушающих нагрузок для проушин трёх типоразмеров

Заключение

Наиболее близкий к эксперименту результат дают простейшие линейные критерии *максимальных напряжений и деформаций*. Это обусловлено тем, что для данного тканого композиционного материала взаимодействие компонентов напряжений практически отсутствует, то есть волокна, воспринимающие нормальные напряжения по взаимно ортогональным направлениям 1 и 2, и матрица, воспринимающая сдвиг в плоскости 1-2, работают независимо. Если известны досто-

верные данные по допустимым деформациям, то на практике целесообразно использовать упомянутые два критерия совместно. Максимальная погрешность для критерия максимальных напряжений составляет +8,0 % (на I типоразмере; знак «+» означает завышение несущей способности), для критерия максимальных деформаций –6,7% (на II типоразмере).

Работа выполнена в рамках Программы развития инновационной деятельности Самарской области.

Библиографический список

1. <http://www.newairplane.com/787> (accessed 04.12.2014)
2. <http://www.a350xwb.com/> (accessed 04.12.2014)
3. ASTM D3039-95 – Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials (Определение механических свойств композиционных материалов с полимерной матрицей при растяжении).
4. Vasiliev V.V., Morozov E.M. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements* (3rd edition). Elsevier, 2013. 833 p.
5. Hill R. *The Mathematical Theory of Plasticity*. Oxford University Press, London, 1950, p. 318.
6. Tsai S.W., Wu E.M. A General Theory of Strength for Anisotropic materials // *Composite materials*. 1971. V. 5, Iss. 1. P. 58-80. doi.org/10.1177/002199837100500106
7. Pierron F., Cerisier F., Grediac M. Numerical and experimental study of woven composite pin-joints // *Journal of Composite materials*. 2000. V. 34, no. 12. P. 1028-1054. doi.org/10.1106/adtf-88ck-6g3c-5ftm

Информация об авторах

Комаров Валерий Андреевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: vkomarov@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных конструкций из новых материалов.

Кишов Евгений Алексеевич, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ekishov@yandex.ru. Область научных интересов: проектиро-

вание авиационных конструкций из новых материалов.

Чарквиани Рамаз Валерьянович, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Email: oneram@yandex.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных конструкций из новых материалов.

Павлов Александр Александрович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Email: welimorn@mail.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных конструкций из новых материалов.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF THE STRENGTH OF FABRIC CARBON-EPOXY COMPOSITE STRUCTURES

© 2015 V. A. Komarov, E. A. Kishov, R. V. Charkviani, A. A. Pavlov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The problem of adequate modeling of thin-walled laminate composite structures reinforced by woven fabrics is discussed in the paper. The conformity of numerical and experimental values of ultimate load is investigated. Standard-dimension strip-like specimens and lugs with quasi-isotropic layout of three standard sizes are used for the investigation. Static strength of the specimens has been tested. Finite-element models of the described structures are developed using the NASTRAN software. The accuracy of ultimate load prediction by several failure criteria (maximum stress, maximum strain, Tsai-Wu, Tsai-Hill, etc.) is analyzed. Recommendations for choosing failure criteria for laminate composite materials are given. The soundness of simplified modeling of contact interaction of the lug axis and hole surface by transferring the load from the hole surface to peripheral nodes using rod finite elements is discussed.

Laminate composite material, lug, failure criteria of composite material strength, strength tests, finite-element modeling.

References

1. <http://www.newairplane.com/787> (accessed 04.12.2014)
2. <http://www.a350xwb.com/> (accessed 04.12.2014)
3. ASTM D3039-95 – Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
4. Vasiliev V.V., Morozov E.M. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements* (3rd edition). Elsevier, 2013. 833 p.
5. Hill R. *The Mathematical Theory of Plasticity*. Oxford University Press, London, 1950, 318 p.
6. Tsai S.W., Wu E.M. A General Theory of Strength for Anisotropic materials. *Composite materials*. 1971. V. 5, Iss. 1. P. 58-80. doi.org/10.1177/002199837100500106
7. Pierron F., Cerisier F., Grediac M. Numerical and experimental study of woven composite pin-joints. *Journal of Composite materials*. 2000. V. 34, no. 12. P. 1028-1054. doi.org/10.1106/adtf-88ck-6g3c-5ftm

About the authors

Komarov Valery Andreevich, Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: vkomarov@ssau.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

Kishov Evgeniy Alekseevich, post-graduate student of the Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: eakishov@yandex.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

Charkviani Ramaz Valeriyonovich, post-graduate student of the Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: oneram@yandex.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

Pavlov Aleksandr Aleksandrovich, undergraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. Email: welimorn@mail.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

УДК 519.62:539.976

ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ КРИВОЙ ПОЛЗУЧЕСТИ НА ОСНОВЕ ЗАКОНА СОДЕРБЕРГА

© 2015 Р. Ю. Макаров

Самарский государственный технический университет

В статье рассматривается разработка численного метода для определения параметров модели ползучести. Предложена линейно-параметрическая дискретная модель, описывающая в форме разностного уравнения связь между последовательными значениями деформации ползучести. Получены формулы, описывающие связь между коэффициентами линейно-параметрической дискретной модели и параметрами модели ползучести. Описана итерационная процедура среднеквадратического оценивания коэффициентов линейно-параметрической дискретной модели. Показана методика оценки погрешности вычисления параметров модели ползучести, проведены численно-аналитические исследования достоверности и корректности описанной методики. Выполнена экспериментальная проверка полученных результатов с хорошей согласованностью теоретических и экспериментальных данных. Разработанный численный метод определения параметров кривой ползучести может быть применён в пределах стадии неустановившейся и установившейся ползучести.

Модель ползучести, линейно-параметрическая дискретная модель, итерационная процедура, разностные уравнения, обобщённая регрессионная модель, численный метод, среднеквадратичное оценивание, оценка погрешности.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-113-118

Введение. В последние пятнадцать лет происходит интенсивное развитие численных методов анализа напряжённо-деформированного состояния твёрдых тел в условиях ползучести [1]. Однако нелинейность определяющих уравнений ползучести и длительной прочности является сдерживающим фактором [2], который не позволяет в должной мере развивать аналитические и численные методы решения. Большинство существующих методик определения параметров кривой ползучести обладают рядом недостатков, а именно: или не учитывается влияние случайной помехи, объективно существующей в результатах наблюдений, или требуется несколько экспериментальных кривых ползучести, или громоздки для применения [3]. Поэтому существует потребность в разработке численного метода определения параметров кривой ползучести, лишённого указанных недостатков.

Определяющее уравнение. В соответствии с моделью ползучести, предложенной Сoderбергом [4], в одноосном

случае уравнение кривой ползучести для первых двух стадий имеет вид:

$$\hat{y}(t) = a[1 - e^{-\alpha t}] + Bt, \quad (1)$$

где \hat{y} – деформация ползучести; t – время; a, α, B – параметры материала, подлежащие определению. Идентификация параметров модели (1) происходит на основе минимизации квадратов отклонений $\sum_{k=0}^{N-1} (y_k - \hat{y}_k)^2 \rightarrow \min$. Эта задача относится к классу задач нелинейной регрессии, методы решения которой описаны в [1] и сопряжены со сложностью решения возникающей при этом системы нелинейных уравнений.

Построение линейно-параметрической дискретной модели. Чтобы избежать указанных трудностей, предлагается построить линейно-параметрическую дискретную модель (ЛПДМ), описывающую в виде рекуррентной формулы последовательные значения деформации ползучести, описываемые моделью (1).

Для построения ЛПДМ рассмотрим значения зависимости $\hat{y}(t)$ в дискретные моменты времени с периодом дискретизации τ и, в соответствии с (1), получим:

$$\hat{y}_k = a[1 - e^{-\alpha\tau k}] + B\tau k, k = \overline{0, N-1}, \quad (2)$$

где N – объём выборки данных.

Далее, подставляя в (2) вместо k значение $k-1$, получим

$$\hat{y}_{k-1} = a[1 - e^{-\alpha\tau(k-1)}] + B\tau(k-1) \quad \text{или}$$

$$\hat{y}_{k-1} = a - ae^{-\alpha\tau(k-1)} + B\tau(k-1). \quad \text{Легко заметить, что справедливо соотношение}$$

$-ae^{-\alpha\tau k} = [\hat{y}_{k-1} - a - B\tau(k-1)]e^{-\alpha\tau}$, подставляя которое в (2), получим

$$\hat{y}_k = a + [\hat{y}_{k-1} - a - B\tau(k-1)]e^{-\alpha\tau} + B\tau k.$$

Далее, раскрывая скобки и приводя подобные слагаемые, получим

$$\hat{y}_k = \hat{y}_{k-1}e^{-\alpha\tau} + (B\tau - B\tau e^{-\alpha\tau})k + a - ae^{-\alpha\tau} + B\tau e^{-\alpha\tau}.$$

Таким образом, получаем ЛПДМ, связывающую последовательные значения деформации ползучести, описываемой моделью (1) вида

$$\begin{cases} \hat{y}_0 = 0, \\ \hat{y}_k = \hat{y}_{k-1}\lambda_1 + \lambda_2 k + \lambda_3, k = \overline{1, N-1}, \end{cases} \quad (3)$$

где $\lambda_1 = e^{-\alpha\tau}$, $\lambda_2 = B\tau - B\tau e^{-\alpha\tau}$, $\lambda_3 = a - ae^{-\alpha\tau} + B\tau e^{-\alpha\tau}$.

При определении параметров в модели (3) необходимо учитывать, что экспериментальное значение y_k содержит в себе случайную помеху ε_k , то есть $y_k = \hat{y}_k + \varepsilon_k$. С учётом данного соотношения модель (3) примет вид

$$\begin{cases} y_0 = \varepsilon_0, \\ y_k = y_{k-1}\lambda_1 + \lambda_2 k + \lambda_3 - \lambda_1 \varepsilon_{k-1} + \varepsilon_k, k = \overline{1, N-1} \end{cases}$$

или в виде обобщённой регрессионной модели:

$$\begin{cases} b = F\lambda + \eta, \\ \eta = P_\lambda \varepsilon. \end{cases} \quad (4)$$

Здесь $\lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T$ – вектор неизвестных коэффициентов линейно-параметрической дискретной модели; $\varepsilon = (\varepsilon_0, \dots, \varepsilon_{N-1})^T$ – N -мерный вектор случайной помехи в результатах наблюдений; $\eta = (\eta_0, \eta_1, \eta_2, \dots, \eta_{N-1})^T$ – N -мерный вектор эквивалентного случайного возмущения в стохастическом разностном уравнении; $b = (y_0, y_1, \dots, y_{N-1})^T$ – N -мерный вектор правой части; $F = [f_1 : f_2 : f_3]$ – матрица регрессоров размера $N \times 3$, столбцы которой имеют вид: $f_1 = (0, y_0, y_1, \dots, y_{N-2})^T$, $f_2 = (0, 1, 2, \dots, N-1)^T$, $f_3 = (0, 1, 1, 1, \dots, 1)^T$.

Строки матрицы P эквивалентного возмущения (размера $N \times N$) в стохастическом разностном уравнении имеют вид:

$$p_0 = (1, 0, 0, 0, \dots, 0), \quad p_1 = (-\lambda_1, 1, 0, 0, \dots, 0),$$

$$p_2 = (0, -\lambda_1, 1, 0, 0, \dots, 0), \quad \dots,$$

$$p_{N-1} = (0, 0, \dots, 0, -\lambda_1, 1).$$

Итерационная процедура оценивания коэффициентов обобщённой регрессионной модели. В основе оценивания коэффициентов λ_j обобщённой регрессионной модели (4) лежит минимизация функционала [6]

$$\|\varepsilon\|^2 = \|P_\lambda^{-1}b - P_\lambda^{-1}F\hat{\lambda}\|^2 \Rightarrow \min. \quad (5)$$

Очевидно, что вычисленные таким образом оценки обеспечивают также минимальное отклонение $\|y - \hat{y}\|$ смоделированной функции, описывающей мгновенные значения \hat{y}_k , от экспериментальных данных y_k . Минимизация функционала (5) приводит к решению нормальной системы уравнений, линейных относительно переменных λ_j . Для этого может быть применён численный итерационный метод. На первом шаге алгоритма этого метода вычисляется начальное приближение $\hat{\lambda}^{(0)}$ -вектор МНК-оценок регрессионных

коэффициентов из минимизации функционала $\|\eta\|^2 = \|b - F\hat{\lambda}\|^2 \Rightarrow \min :$

$$\hat{\lambda}^{(0)} = (F^T F)^{-1} F^T b.$$

Затем на основе этих оценок формируется матрица $P_{\hat{\lambda}^{(0)}} = P(\hat{\lambda}^{(0)})$ и вычисляется обратная матрица $P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1}$.

Подставив эту матрицу в (4), получим линейную регрессионную модель вида:

$$P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} \hat{\lambda}^{(0)} = P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} F \lambda + \varepsilon^{(1)}, \text{ где } \varepsilon^{(1)} = P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} \hat{\lambda}^{(0)} \eta.$$

При этом функционал (5) принимает вид:

$$\|\hat{\varepsilon}^{(1)}\|^2 = \|P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} b - P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} F \hat{\lambda}\|^2 \Rightarrow \min.$$

Очевидно, что этот функционал является линейным относительно параметров λ_j . Его минимизация приводит к нормальной системе линейных алгебраических уравнений, решение которой имеет вид:

$$\hat{\lambda}^{(1)} = [F^T (P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1})^T P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} F]^{-1} F^T (P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1})^T P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} b.$$

Вводя матрицу $\Omega_{\hat{\lambda}^{(0)}} = P_{\hat{\lambda}^{(0)}} P_{\hat{\lambda}^{(0)}}^T$, получаем соотношение для вычисления уточнённого приближения:

$$\hat{\lambda}^{(1)} = [F^T \Omega_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} F]^{-1} F^T \Omega_{\hat{\lambda}^{(0)}}^{-1} b.$$

Это новое приближение вектора среднеквадратичных оценок коэффициентов разностного уравнения используется для вычисления матрицы $P_{\hat{\lambda}^{(1)}} = P(\hat{\lambda}^{(1)})$ и т.д.

Таким образом, в основе алгоритма численного метода среднеквадратичного оценивания коэффициентов линейно-параметрической дискретной модели лежат рекуррентные формулы [6]:

$$\hat{\lambda}^{(k)} = [F^T \Omega_{\hat{\lambda}^{(k-1)}}^{-1} F]^{-1} F^T \Omega_{\hat{\lambda}^{(k-1)}}^{-1} b,$$

$$\Omega_{\hat{\lambda}^{(k)}} = P_{\hat{\lambda}^{(k)}} P_{\hat{\lambda}^{(k)}}^T,$$

$$P_{\hat{\lambda}^{(k)}} = P(\hat{\lambda}^{(k)}), k = 1, 2, 3, \dots$$

Полученные среднеквадратичские оценки $\hat{\lambda}_j$ коэффициентов линейно-параметрической дискретной модели (1) используются при вычислении помехоустойчивых оценок параметров кривой ползучести a, α, B :

$$\hat{\alpha} = -\frac{1}{\tau} \ln(\hat{\lambda}_1),$$

$$\hat{B} = \frac{\hat{\lambda}_2}{(1 - \hat{\lambda}_1)\tau}, \hat{a} = \frac{\hat{\lambda}_3}{1 - \hat{\lambda}_1} - \frac{\hat{\lambda}_1 \hat{\lambda}_2}{(1 - \hat{\lambda}_1)^2}. \quad (6)$$

Таким образом, получены формулы, связывающие среднеквадратичские оценки $\hat{\lambda}_j$ с параметрами кривой ползучести.

Оценка погрешности. Для оценки погрешности результатов вычисления параметров модели (1) на основе (6) можно воспользоваться методикой, описанной в [6]. Вначале находится остаточная дисперсия

$$s^2 = \frac{\sum_{k=0}^{N-1} (y_k - \hat{y}_k)^2}{N - n},$$

где y_k – данные эксперимента;

$\hat{y}_k = \hat{a}[1 - e^{\hat{\alpha}\tau k}] + \hat{B}\tau k$ – результаты вычислений на основе модели ползучести; $n = 3$ – число коэффициентов в обобщённой регрессионной модели. Далее вычисляется матрица дисперсий-ковариаций

$$V[\hat{\lambda}] = (F_{\hat{\lambda}} \Omega_{\hat{\lambda}}^{-1} F_{\hat{\lambda}}^T)^{-1} s^2.$$

Оценка дисперсии $s^2[\hat{B}]$ результата вычислений параметра $\hat{B} = \{\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2, \hat{\lambda}_3\}$ модели ползучести находится по формуле [6]

$$s^2[\hat{B}] \approx \sum_{i=1}^3 \left(\frac{\partial \hat{B}}{\partial \hat{\lambda}_i} \right)^2 s^2[\hat{\lambda}_i] + 2 \sum_{i=1}^2 \sum_{j=i+1}^3 \frac{\partial \hat{B}}{\partial \hat{\lambda}_i} \frac{\partial \hat{B}}{\partial \hat{\lambda}_j} cov[\hat{\lambda}_i, \hat{\lambda}_j].$$

При построении доверительных границ случайной погрешности результата вычислений параметра $\hat{B} = \{\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2, \hat{\lambda}_3\}$ можно воспользоваться формулой [2]: $\Delta B = t_{\beta} s[\hat{B}]$. В первом приближении можно считать, что статистика t_{β} имеет распределение Стьюдента с $\nu = N - n$ степе-

нями свободы. В этом случае при доверительной вероятности $\beta = 0,95$ и числах степеней свободы $\nu \geq 25$ достаточно принять $t_\beta = 2,1$. Найденная величина ΔB может рассматриваться в качестве предельной абсолютной погрешности (с заданной вероятностью) результата вычисления рассматриваемого параметра: $B = \hat{B} \pm \Delta B$. Предельные относительные погрешности результата вычислений параметра $\hat{B} = \{\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2, \hat{\lambda}_3\}$ находятся по формуле

$$\delta_B = \frac{\Delta B}{|B|}.$$

Для проверки корректности описанной методики проводились численно-аналитические исследования результатов вычисления параметров модели ползучести (1).

На рис. 1–3 представлены зависимости оценок погрешности вычисления параметров a , α , B от величины случайной помехи, построенные по описанной методике. В каждой точке численного эксперимента, соответствующей заданному значению мощности случайного возмущения $\varepsilon_i = i \cdot 0,4\%$, $i = 1, 2, \dots, 5$, на основе тестовых выборок было вычислено сто оценок параметров модели ползучести a , α , B , их относительные погрешности, а также оценки предельных относительных погрешностей $\Delta_a, \Delta_\alpha, \Delta_B$. Линии описывают зависимости минимальной из оценок предельной относительной погрешности вычисленных параметров модели ползучести на основе описанной методики. Точки на рисунках соответствуют результатам вычислений параметров модели ползучести, полученным при компьютерном моделировании процесса ползучести.

Из рис. 1–3 следует, что все точки, соответствующие относительным погрешностям вычисления параметров, укладываются в границы, описываемые минимальными значениями предельной относительной погрешности.

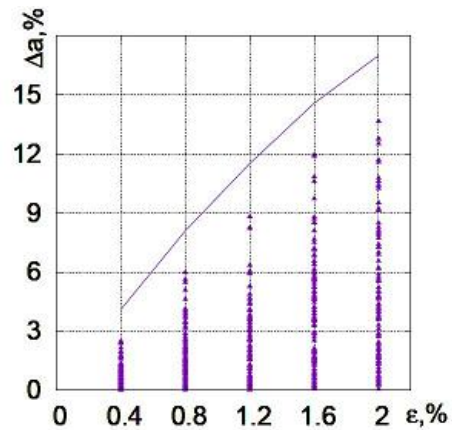


Рис. 1. Зависимости оценок предельной относительной погрешности и экспериментально найденных относительных погрешностей вычисления параметра a

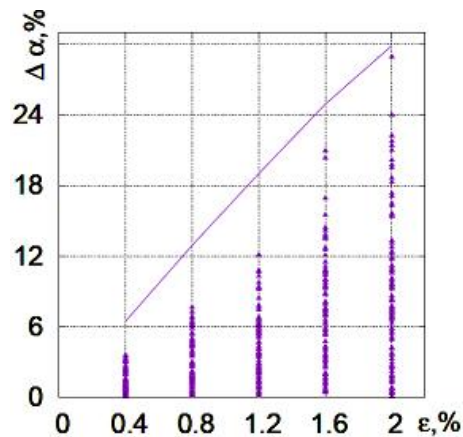


Рис. 2. Зависимости оценок предельной относительной погрешности и экспериментально найденных относительных погрешностей вычисления параметра α

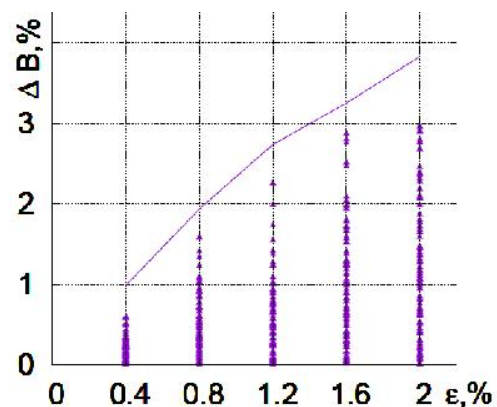


Рис. 3. Зависимости оценок предельной относительной погрешности и экспериментально найденных относительных погрешностей вычисления параметра B

Заключение. Разработан численный метод определения параметров модели ползучести, представленной в виде закона Содерберга, в основе которого лежат разностное уравнение, описывающее результаты наблюдений, и среднеквадратичное

оценивание коэффициентов обобщённой регрессионной модели. Данный метод может быть применён к решению задачи определения параметров кривой ползучести в пределах первых двух стадий ползучести.

Библиографический список

1. Малинин Н.Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. М.: Машиностроение, 1975. 387 с.
2. Демиденко Е.З. Линейная и нелинейная регрессия. М.: Финансы и статистика, 1981. 302 с.
3. Faridani M.N. Classification and probabilistic model development for creep failures of structures: study of x-70 carbon steel and 7075-T6 aluminum alloys. 2012. Faculty of the Graduate School of the University of Maryland.
4. Зотеев В.Е. Параметрическая идентификация диссипативных механических систем на основе разностных уравнений. М.: Машиностроение, 2009. 344 с.

5. Клебанов Я.М., Адеянов И.Е., Ладыгина Е.И. Численный анализ ползучести конструкций при сложном нагружении // Вестник Самарского государственного технического ун-та. Сер. Физ.-мат. науки. 2006. № 42. С. 75-81. doi: 10.14498/vsgtu414

6. Тында А.Н., Романов А.Е. Численное решение нелинейных интегральных уравнений Вольтерра с дробно-экспоненциальными ядрами реологических моделей вязкоупругой среды // Известия Иркутского гос. ун-та. Сер. Математика. 2012. Т. 5, № 2. С. 69-80.

Информация об авторе

Макаров Роман Юрьевич, аспирант кафедры «Прикладная математика и информатика», Самарский государственный технический университет. E-mail: makaroman1@yandex.ru. Область научных

интересов: математические модели процессов ползучести, разработка и исследование численных методов параметрической идентификации на основе разностных уравнений.

NUMERICAL METHOD FOR DETERMINING THE PARAMETERS OF A CREEP CURVE ON THE BASIS OF SODERBERG LAW

© 2015 R. Y. Makarov

Samara State Technical University, Samara, Russian Federation

The article discusses the development of a new numerical method for determining the parameters of a creep model. A discrete linear parametric model describing the relationship between successive values of creep strain in the form of a difference equation is proposed. Formulas for describing the relationship between the coefficients of the linear parametric discrete model and the creep model parameters have been obtained. An iterative procedure of mean-square estimation of coefficients of the linear parametric discrete model is described. A technique of estimating the error of calculating the model parameters of creep is shown, numerical and analytical studies of reliability and correctness of the described procedure have been carried out. Experimental verification of the results with good agreement between theoretical and experimental data is presented. The developed numerical method of determining the creep curve parameters can be applied at the stages of stationary and non-stationary creep.

Creep model, linear parametric discrete model, iterative procedure, difference equations, generalized regression model, numerical method, mean-square estimation, error estimation.

References

1. Malinin N.N. *Prikladnaya teoriya plastichnosti i polzuchesti* [Applied theory of plasticity and creep]. Moscow: Mashinostroenie Publ, 1975. 387 p.
2. Demidenko E.Z. *Lineynaya i nelineynaya regressiya* [Linear and nonlinear regression]. Moscow: Finansy i statistika Publ, 1981. 302 p.
3. Faridani M.N. Classification and probabilistic model development for creep failures of structures: study of x-70 carbon steel and 7075-T6 aluminum alloys. 2012. Faculty of the Graduate School of the University of Maryland.
4. Zoteev V.E. *Parametricheskaya identifikatsiya dissipativnykh mekhanicheskikh sistem na osnove raznostnykh uravneniy* [Parametric identification of dissipative mechanical systems based on differential equations]. Moscow: Mashinostroenie Publ, 2009. 344 p.
5. Klebanov Ya.M., Adeyanov I.E., Ladyagina E.I. Numerical creep analysis of structures under complex loading. *Vestnik SamGTU. Ser. Fiz.-mat. nauki*. 2006. No. 42. P. 75-81. (In Russ.)
6. Tynda A.N., Romanov A.E. Numerical solution of nonlinear Volterra integral equations with fractionally-exponential kernels of rheological models of viscoelastic continuum. *Izv. Irkutskogo gos. un-ta. Ser. Matematika*. 2012. V. 5, no. 2. P. 69-80. (In Russ.)

About the author

Makarov Roman Yur'evich, post-graduate student of the Department of Applied Mathematics and Computer Science, Samara State Technical University, Samara, Russian Federation. E-mail:

makaroman1@yandex.ru. Area of Research: mathematical models of creep processes, research and development of numerical methods for parametric identification on the basis of difference equations.

УДК 621.438

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ И ДОВОДКА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СТенок ЖАРОВОЙ ТРУБЫ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ ТРЁХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

© 2015 С. Г. Матвеев, В. М. Анисимов, И. А. Зубрилин,
О. В. Коломзаров, Н. С. Миронов

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

Приведены результаты расчёта теплового состояния стенок жаровой трубы (ЖТ) на примере кольцевой камеры сгорания (КС) газотурбинного двигателя (ГТД). Использовался пакет трёхмерного моделирования Ansys Fluent. Была создана сопряжённая конечно-элементная модель. Особенностью сетки является конформный (узел в узел) интерфейс «газ-металл». Количество элементов по толщине стенки принималось минимум 5. Общее количество элементов - 8,6 миллионов. В качестве материала стенки ЖТ был использован жаропрочный сплав ХН50ВМТЮБ-ВИ. Теплозащитное покрытие (ТЗП) нанесено на стенки жаровой трубы со стороны «горячей» зоны. Толщина керамического покрытия была принята равной 0,4 мм. ТЗП состоит из интерметаллидного связующего слоя, который содержит в себе элементы материала стенки ЖТ и керамики, и из керамического защитного слоя с низким коэффициентом теплопроводности. Для учёта ТЗП задавалась оболочечная поверхность на стенках ЖТ. Задавалась плотность керамического покрытия, равная 6 т/м^3 , и зависимость изобарной теплоёмкости ТЗП от температуры в диапазоне 473 до 1473 К. Распространение теплового потока в ТЗП учитывалось только в направлении, перпендикулярном поверхности стенки. Проанализировано влияние ТЗП на температурное состояние стенок ЖТ. Приведены мероприятия по доводке системы охлаждения стенок ЖТ. Проанализированы изменения температуры стенок ЖТ по её длине.

Камера сгорания кольцевого типа, система охлаждения стенок жаровой трубы, численное моделирование камеры сгорания.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-119-128

Введение

При проектировании камеры сгорания важным вопросом является обеспечение требуемого теплового состояния стенок жаровой трубы. Экспериментальное определение температуры достаточно проблематично в условиях работы КС. Одним из путей решения данной задачи является применение методов трёхмерного моделирования. В работах [1-6] отмечается, что численных исследований с неадиабатической стенкой было проведено мало. В ряде работ показано, что распределение температуры на стенках ЖТ носит сложный характер, так как оно является результатом влияния трёхмерного течения потока в КС.

Одной из основных целей данных работ было определение поля температур на стенках ЖТ для дальнейшего опреде-

ления коэффициента теплопередачи, доводки системы охлаждения или прочностной доводки. Недостатком рассмотренных работ является отсутствие в использованных методиках влияния теплозащитного покрытия на тепловое состояние стенок ЖТ. В этих работах присутствуют упрощения на каждом этапе трёхмерного расчёта: упрощение объёмной геометрии КС, конечно-элементной сетки и моделей решателя. Это может повлиять на качественное решение поставленной задачи. Для более детального анализа в работе данные упрощения не будут использованы.

В работе представлены результаты расчётов процессов, протекающих в КС, особенностью которых является возможность учёта сопряжённого теплообмена газового потока со стенками жаровой трубы, в том числе с учётом многослойности

стенок, например, при нанесении теплозащитного покрытия.

Целью работы является доводка системы охлаждения стенок ЖТ для обеспечения её работоспособности.

Поставлены следующие задачи:

1) определение расчётным методом влияния теплозащитного покрытия и его толщины на тепловое состояние стенки ЖТ;

2) доводка расчётным методом системы охлаждения стенок ЖТ.

Методы и инструменты

Предметом исследования является малоэмиссионная КС кольцевого типа. Фронтное устройство содержит 28 лопаточных завихрителей с индивидуальным подводом топлива в каждый. Вторичный воздух подводится через один ряд крупных отверстий во внешней и внутренней обечайке ЖТ. На систему охлаждения приходится суммарно 20 % всего воздуха.

Геометрическая модель расчётной области состоит из трёх тел. Первое тело содержит проточную часть камеры сгорания и служит для расчёта течения газа (рис. 1). Два других тела содержат металлические элементы стенок жаровой трубы и служат для расчёта теплового потока между ними и газом (рис. 2).

При генерации конечно-элементной сетки необходимо учитывать материал стенки жаровой трубы. Особенностью сетки является конформный (узел в узел) интерфейс сетки «газ-металл». Количество элементов по толщине стенки принималось минимум 5. Общее количество элементов – 8,6 миллионов.

На рис. 3 и 4 представлены общие виды конечно-элементных моделей проточной части и стенок ЖТ, а также сетка в сборе вблизи зоны сопряжения, где 1 – кольцевая зона холодного воздуха, 2 – стенка жаровой трубы, 3 – зона горячего газа.

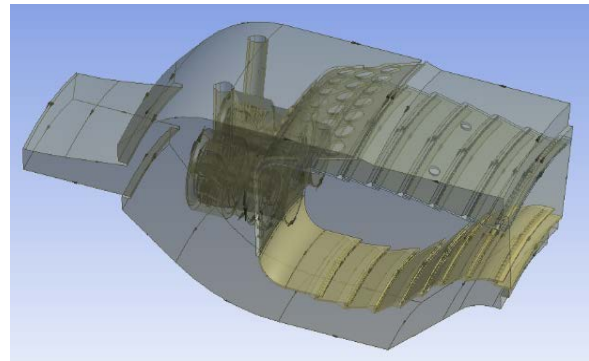


Рис. 1. Геометрическая модель проточной части КС

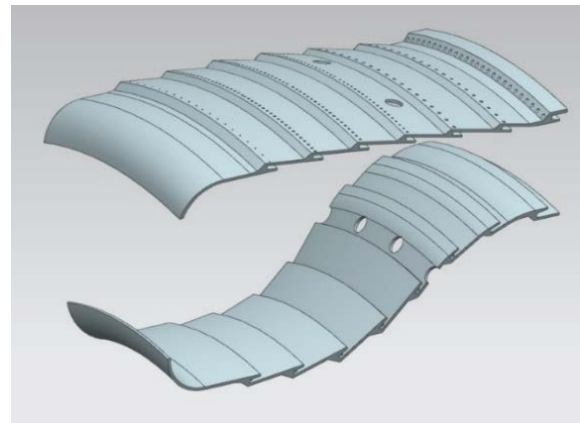


Рис. 2. Геометрическая модель стенок ЖТ

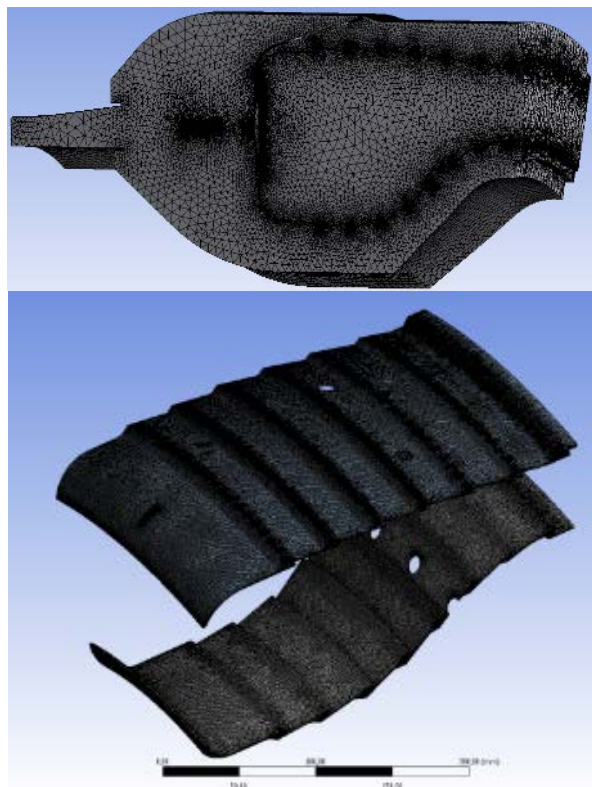


Рис. 3. Конечно-элементная модель КС

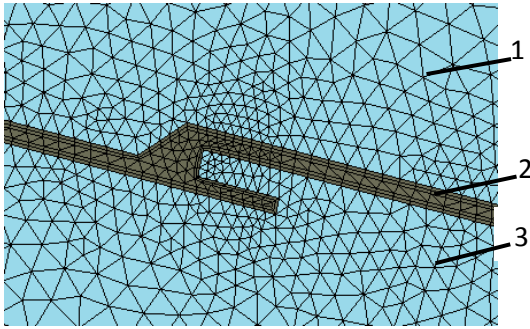


Рис. 4. Сопряжённая конечно-элементная модель КС вблизи стенки ЖТ

Для твёрдотельной области решалось только уравнение энергии. Моделирование процессов турбулентного горения проводилось в нестационарной трёхмерной постановке с решением осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с использованием модели переноса рейнольдсовых напряжений [7].

В качестве топлива был принят метан. Моделью турбулентного горения являлась Flamelet Generated Manifold [8]. Сила тяжести не учитывалась. В расчёте использовался кинетический механизм горения метана GRI 3.0 [9]. Моделировался номинальный по мощности режим работы двигателя. Для расчёта использовалось программное обеспечение Ansys Fluent и суперкомпьютер «Сергей Королёв» [10].

Задавалась зависимость коэффициента теплопроводности λ и свойства материала стенки и ТЗП от температуры T (рис. 5) [11,12].

В качестве материала стенки жаровой трубы был использован жаропрочный сплав ХН50ВМТЮБ-ВИ. Теплозащитное покрытие нанесено на стенки жаровой трубы со стороны «горячей» зоны. Толщина керамического покрытия была принята равной 0,4 мм. ТЗП состоит из интерметаллидного связующего слоя, который содержит в себе элементы материала стенки ЖТ и керамического слоя, и керамического защитного слоя с низким коэффициентом теплопроводности.

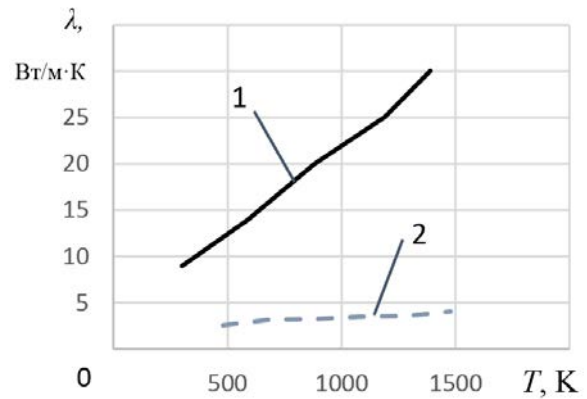


Рис. 5. Теплопроводность стенки ЖТ и керамического покрытия:

1 – материал ЖТ; 2 – керамическое покрытие

Для учёта ТЗП задавались оболочечная поверхность на стенках ЖТ, плотность керамического покрытия, равная 6 т/м^3 , и зависимость изобарной теплоёмкости ТЗП от температуры в диапазоне 473 К до 1473 К. Распространение теплового потока в ТЗП учитывалось только в направлении, перпендикулярном поверхности стенки.

Расчёт проводился в нестационарной постановке. С целью обеспечения устойчивости расчёта и уменьшения времени было принято решение проводить его в четыре этапа (рис. 6).

Различие временных шагов на этапах объясняется масштабностью различных физических процессов: если аэродинамические процессы на данных скоростях потока и теплообмена относительно «медленные», то процессы горения при данных граничных условиях более «быстрые» и имеют временные масштабы на порядки меньше. Расчёт проводился по алгоритму, представленному на рис. 6.

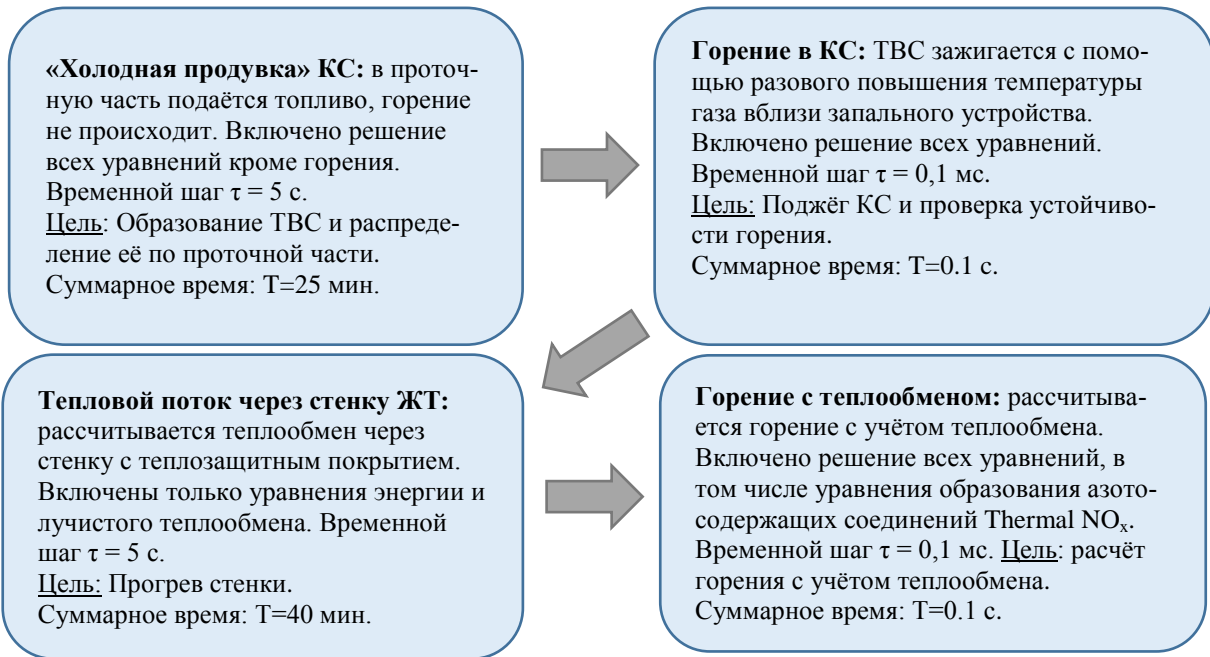


Рис. 6. Блок-схема алгоритма расчёта газодинамических процессов в КС

Результаты и обсуждения

На рис. 7 представлено сравнение изменения температуры по толщине стенки при расчёте с учётом и без учёта ТЗП. Из рисунка видно, что без учёта ТЗП температура стенки выше на 250 К. Использование теплозащитного покрытия позволяет уменьшать неравномерность распределения температуры в стенке ЖТ.

Для трёх различных зон (рис. 8) представлены графики изменения температуры стенок жаровой трубы $T_{ст}$ между горелками по длине $l_{жт}$ КС (рис. 9, 10):

1) в потоке перед ТЗП со стороны «горячей» части характеризует температуру материала теплозащитного покрытия;

2) в теле за ТЗП характеризует температуру металла на границе с ТЗП;

3) внешняя поверхность стенки характеризует температуру металла со стороны кольцевого канала.

Разница между позициями 1 и 2 определяет перепад температуры на ТЗП. Разница между позициями 2 и 3 определяет перепад температуры на металлической части стенки ЖТ.

Максимальный перепад на металлической части стенки составляет порядка

50-70 К для внутренней стенки и 40-50 К для внешней стенки.

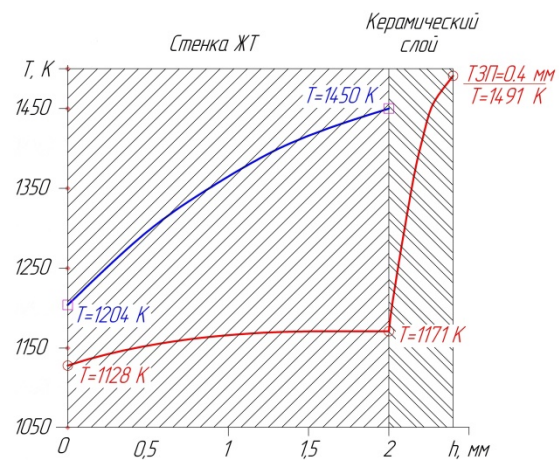


Рис. 7. Сравнение изменения температуры стенки ЖТ с керамическим покрытием и без него

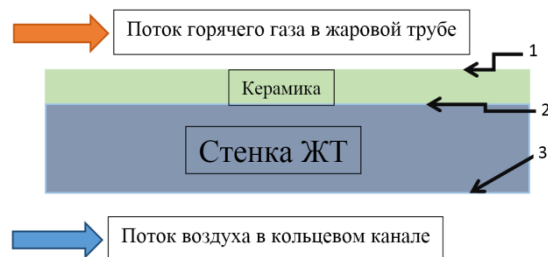


Рис. 8. Схема участков измерения температуры

Основным мероприятием по доводке температурного состояния стенок ЖТ было изменение площадей поясов системы охлаждения. При этом суммарная площадь системы охлаждения оставалась постоянной. Было необходимо снизить температуру стенок до 1150 К. Снижения температуры до этого значения удалось достигнуть только на третьем этапе доводки благодаря увеличению диаметров отверстий перед горячими зонами и уменьшению диаметров отверстий на поясах перед более холодными зонами. На рис. 11, 12 представлено относительное

распределение площадей \bar{F} системы охлаждения исходного варианта КС и после доводки по относительной длине ЖТ \bar{l} . Величина \bar{F} характеризует относительную суммарную площадь системы охлаждения для данного сечения, приведённую к суммарной площади системы охлаждения стенок ЖТ. На рис. 13 представлено изменение температуры внешней и внутренней стенок ЖТ между горелками по длине КС исходного варианта и после третьего этапа доводки системы охлаждения.

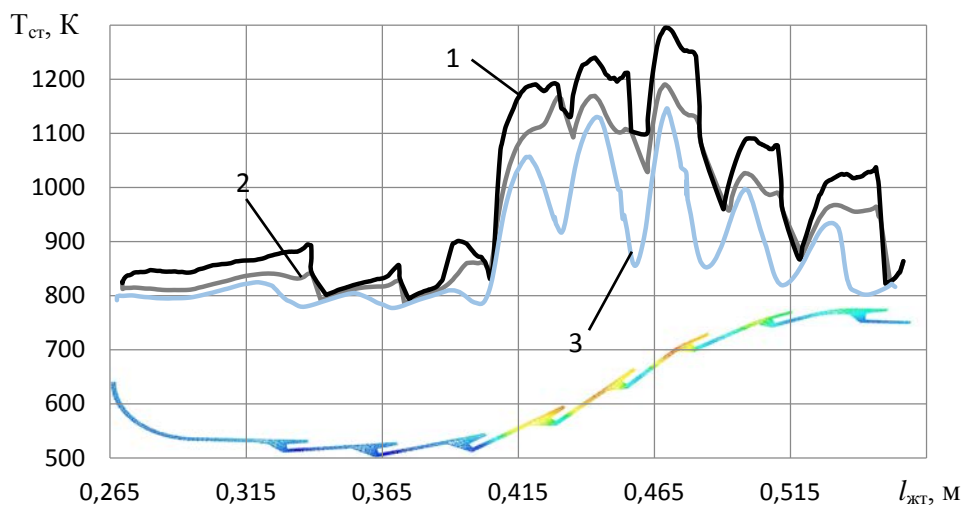


Рис. 9. Распределение температуры на внутренней стенке ЖТ:
1 – в потоке перед ТЗП; 2 – в теле за ТЗП; 3 – внешняя поверхность стенки

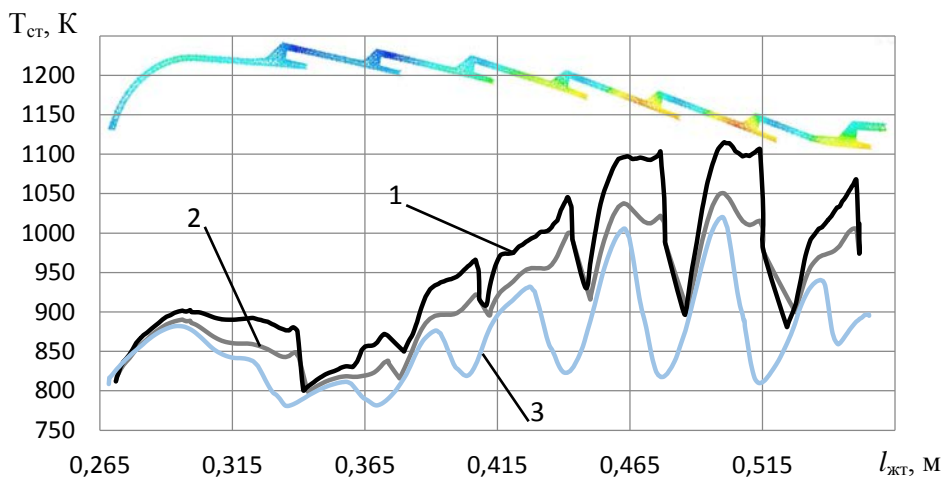


Рис. 10. Распределение температуры на внешней стенке ЖТ:
1 – в потоке перед ТЗП; 2 – в теле за ТЗП; 3 – внешняя поверхность стенки

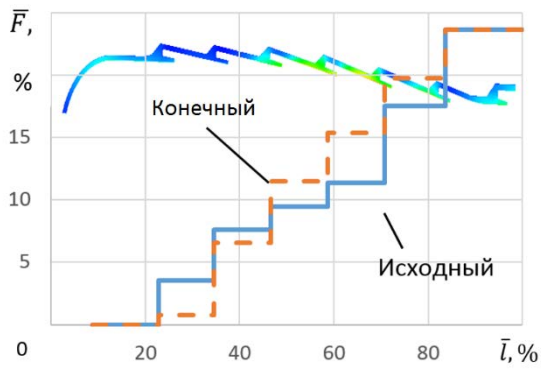


Рис. 11. Распределение относительных площадей поясов системы охлаждения внешней стенки ЖТ

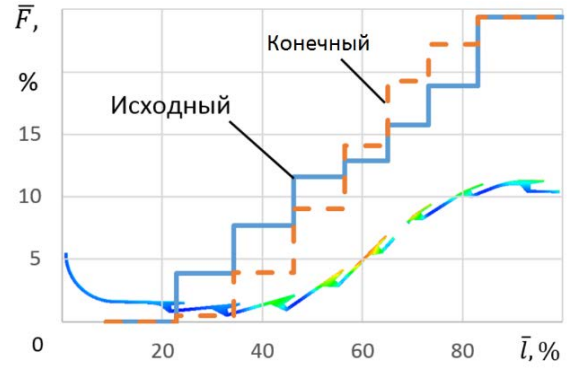


Рис. 12. Распределение относительных площадей поясов системы охлаждения внутренней стенки ЖТ



а



б

Рис. 13. Графики изменения температуры внутренней (а) и внешней (б) стенок по длине КС

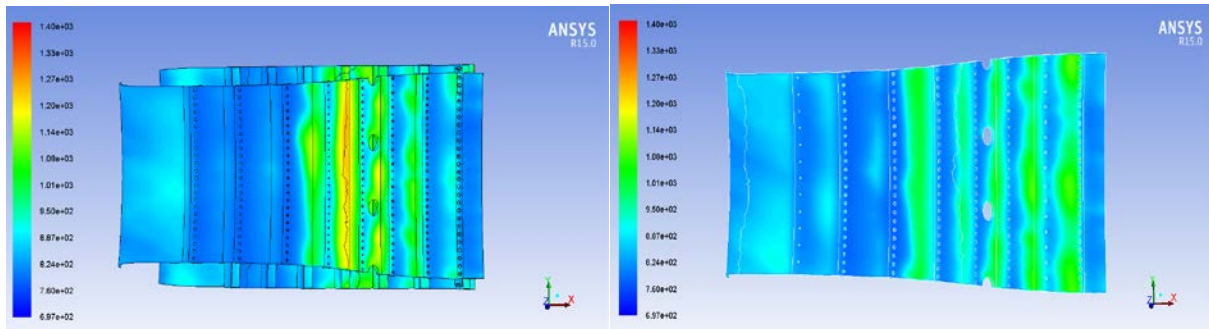


Рис. 14. Распределение температуры на внутренней стенке ЖТ при работе на номинальном режиме работы до и после доводки

За счёт перераспределения площадей отверстий охлаждения удалось увеличить температуру в более холодной области стенки ЖТ и уменьшить – в более горячей зоне. На рис. 14 представлены поля распределения температуры на внутренней стенке ЖТ при работе на номинальном режиме работы двигателя до и после доводки.

Заключение

Результаты расчёта показывают, что после внедрения мероприятий конечного этапа доводки удалось снизить темпера-

туру стенки ниже требуемого уровня для номинального режима работы двигателя.

Расчётным методом определено влияние теплозащитного покрытия на тепловое состояние стенок жаровой трубы.

Методика расчёта может применяться при расчётах камер сгорания различной конфигурации и с использованием различных материалов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления №218 от 09.04.2010 (шифр темы 2013-218-04-4777).

Библиографический список

1. Гомзиков Л.Ю. Анализ теплового состояния температурно-нагруженных элементов ГТД на основе трёхмерного моделирования: автореф. дис. ... канд. техн. наук. Пермь, 2012. 149 с.
2. Hong Jie, Gao Jinhai, Ma Yanhong, Chen Meng. Local Thermal Buckling Analysis Method of Combustor Liner // Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air. 2009. V. 3. P. 1373-1386. doi.org/10.1115/gt2009-59635
3. Andreini A., Facchini B., Mazzei L. Assessment of Aero-Thermal Design Methodology For Effusion Cooled Lean Burn Annular Combustors // Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. 2014. V. 5C. doi.org/10.1115/gt2014-26764
4. Yong Kim, Partha Dutta, Hee-Koo Moon, Ram Srinivasan. Experimental and Numerical Investigation of Convective Heat Transfer in a Gas Turbine Can Combustor // Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air. 2009. V. 3. P. 1363-1371. doi.org/10.1115/gt2009-59377
5. Andreas Jeromin, Christian Eichler, Berthold Noll, Manfred Aligner. Full 3D Conjugate Heat Transfer Simulation and Heat Transfer Coefficient Prediction for the Effusion – cooled Wall of a Gas Turbine Combustor // Proceeding of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. 2008. V. 4. P. 1747-1756. doi.org/10.1115/gt2008-50422
6. Jun Su Park Namgeon Yun, Hokyuu Moon, Kyung Min Kim, Sin-Ho Kang,

Hyung Hee Cho. Thermal Analysis of Cooling System in a Gas Turbine Transition Piece // Proceeding of ASME Turbo Expo 2011. 2011. V. 5. P. 1915-1924.

doi.org/10.1115/gt2011-45961

7. Launder B.E., Reece G.J. and W. Rodi. Progress in the Development of a Reynolds-Stress Turbulence Closure // Journal Fluid Mechanics. 1975. V. 68, Iss. 3. P. 537-566.

doi.org/10.1017/s0022112075001814

8. Anderson W. and Bonhus D.L. An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids // Computers Fluids. 1994. V. 23, Iss. 1. P. 1–21. doi.org/10.1016/0045-7930(94)90023-x

9. A. van Oijen and L.P.H. de Goeij. Modelling of Premixed Laminar Flames Using Flamelet-Generated Manifolds // Combustion Science and Technology. 2000. V. 161, Iss. 1. P. 113–137.

doi.org/10.1080/00102200008935814

10. Суперкомпьютерный центр СГАУ. <http://hpc.ssau.ru>

11. Шалин П. Е. Авиационные материалы. В 9 т. Т. 3. Сплавы на основе тугоплавких металлов. М: ВИАМ, 1989. 566 с.

12. Тамарин Ю.А., Качанов Е.Б. Свойства теплозащитных покрытий, наносимых электронно-лучевой технологией // Новые технологические процессы и надёжность ГТД. Вып. 7. М.: ЦИАМ, 2008. С. 125-144.

Информация об авторах

Матвеев Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: msg@ssau.ru. Область научных интересов: рабочий процесс и методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, химическая кинетика горения.

Анисимов Владислав Михайлович, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: vradi@mail.ru. Область научных интересов: моделирование процессов горения в камере сгорания.

Зубрилин Иван Александрович, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени ака-

демика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Область научных интересов: применение CAE/CAD-технологий в расчётах процессов горения и турбулентных течений.

Коломзаров Олег Владимирович, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kolomzarov@gmail.com. Область научных интересов: вычислительная газовая динамика, горение в турбулентных потоках.

Мионов Николай Сергеевич, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: fergus6@yandex.ru. Область научных интересов: моделирование процессов горения в камере сгорания.

**DETERMINATION OF THERMAL STATE AND MODIFICATION
OF THE FLAME TUBE COOLING SYSTEM
WITH THE HELP OF THREE-DIMENSIONAL MODELING METHODS**

© 2015 S. G. Matveev, V. M. Anisimov, I. A. Zubrilin,
O. V. Kolomzarov, N. S. Mironov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The results of calculating the thermal state of the flame tube walls are presented, a gas turbine engine annular combustor taken as an example. The three-dimensional Ansys Fluent simulation package is used. A finite element conjugate model is created. The conformal (node-to-node) interface «gas-to-metal» is a characteristic feature of the grid. The number of elements over the thickness of the wall is taken to be not less than 5. The total number of elements is 8.6 million. The HN50VMYUB-VI heat-resistant alloy is used as the material of the flame tube. A thermal barrier coating (TBC) is deposited on the hot side of the flame tube. The thickness of the ceramic coating is assumed to be equal to 0.4 mm. The thermal barrier coating consists of an intermetallic bonding layer that contains elements of the wall material of the flame tube and ceramics, as well as a ceramic protective layer with low thermal conductivity. The shell surface of the flame tube walls is assigned to take into account the thermal barrier coating. The density of the ceramic coating is 6 t/m^3 , and the dependence of the isobaric heat capacity of the thermal barrier coating on the temperature in the range of 473 K to 1473 K is specified. The distribution of the heat flux in the thermal barrier coating is taken into account only in the direction perpendicular to the surface of the flame tube. The influence of the thermal barrier coating on the flame tube thermal condition is analyzed. Measures have been taken to improve the cooling system of the flame tube. Variations of the temperature of the flame tube along its length are analyzed.

Annular combustion chamber, flame tube cooling system, numerical simulation of a combustion chamber.

References

1. Gomzikov L.Y. *Analiz teplovogo sostoyaniya temperaturno-nagruzhennykh elementov GTD na osnove trekhmernogo modelirovaniya: avtoref. dis. kand. tekhn. nauk* [Analysis of the thermal state of the temperature-loaded elements of GTD based on three-dimensional modeling: thesis of Candidate of Technical Sciences]. Perm, 2012. 149 p.
2. Hong Jie, Gao Jinhai, Ma Yanhong, Chen Meng. Local Thermal Buckling Analysis Method of Combustor Liner. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air*. 2009. V. 3. P. 1373-1386. doi.org/10.1115/gt2009-59635
3. Andreini A., Facchini B., Mazzei L. Assessment of Aero-Thermal Design Methodology For Effusion Cooled Lean Burn Annular Combustors. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2014. V. 5C. doi.org/10.1115/gt2014-26764
4. Yong Kim, Partha Dutta, Hee-Koo Moon, Ram Srinivasan. Experimental and Numerical Investigation of Convective Heat Transfer in a Gas Turbine Can Combustor. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air*. 2009. V. 3. P. 1363-1371. doi.org/10.1115/gt2009-59377
5. Andreas Jeromin, Christian Eichler, Berthold Noll, Manfred Aligner. Full 3D Conjugate Heat Transfer Simulation and Heat Transfer Coefficient Prediction for the Effusion – cooled Wall of a Gas Turbine Combustor. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*. 2008. V. 4. P. 1747-1756. doi.org/10.1115/gt2008-50422
6. Jun Su Park Namgeon Yun, Hokyuu Moon, Kyung Min Kim, Sin-Ho Kang, Hyung Hee Cho. Thermal Analysis of Cooling System in a Gas Turbine Transition Piece. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2011*. 2011. V. 5. P. 1915-1924. doi.org/10.1115/gt2011-45961
7. Launder B.E., Reece G.J. and W. Rodi. Progress in the Development of a Reynolds-Stress Turbulence Closure. *Journal Fluid Mechanics*. 1975. V. 68, Iss. 3. P. 537-566. doi.org/10.1017/s0022112075001814

8. Anderson W. and Bonhus D.L. An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids. *Computers Fluids*. 1994. V. 23, Iss. 1. P. 1-21. doi.org/10.1016/0045-7930(94)90023-x

9. A. van Oijen, L.P.H. de Goey. Modelling of Premixed Laminar Flames Using Flamelet-Generated Manifolds // *Combustion Science and Technology*. 2000. V. 161, Iss. 1. P. 113–137. doi.org/10.1080/00102200008935814

10. *Superkomp'yuternyy tseñtr SGAU* [SSAU Supercomputer Center]. <http://hpc.ssau.ru>

11. Shalin R.E. Aviation materials. V.3. Alloys based on refractory metals. M: VIAM Publ., 1989. 566 p.

12. Tamarin Y.A., Kachanov E.B. Properties of thermal barrier coatings applied electron beam technology. *New processes and reliability of GTE*. Iss. 7. Moscow: CIAM Publ., 2008. P. 125-144. (In Russ.)

About the author

Matveev Sergey Gennadyevich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Heat Engineering and Heat Engines, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: msg@ssau.ru. Area of Research: combustion, mixing, emissions and formation of hazardous substances, chemical kinetics.

Anisimov Vladislav Mikhaylovich, Master Student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: vradik@mail.ru. Area of Research: modeling of combustion processes in the combustion chamber.

Zubrilin Ivan Aleksandrovich, engineer, Samara State Aerospace University,

Samara, Russian Federation. E-mail: zubrilin416@mail.ru. Area of Research: the use of CAE / CAD-technologies in the calculations of combustion processes and turbulent flows.

Kolomzarov Oleg Vladimirovich, Master Student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: kolomzarov@gmail.com. Area of research: computational fluid dynamics, combustion in turbulent flows.

Mironov Nikolay Sergeevich, undergraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: fergus6@yandex.ru. Area of Research: modeling of combustion processes in a combustion chamber.

УДК 621.435:536.7

СТАТИСТИЧЕСКАЯ ФИЗИКА И ЦИКЛЫ РАБОТЫ ТЕПЛОВЫХ МАШИН

© 2015 Е. Л. Михеенков

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

Рабочим телом в процессах расширения циклов тепловых машин являются продукты сгорания горючих. Общим свойством всех горючих веществ является факт их состава – все они являются углеводородами, т.е. их молекулы состоят из атомов углерода и водорода. В статье рассмотрены только свойства продуктов стехиометрического сгорания горючего в среде атмосферного воздуха. Продукты сгорания представляют собой смесь окислов составляющих элементов CO_2 , H_2O и основного элемента воздуха – азота N_2 . Именно продукты сгорания определяют процессы расширения в наиболее распространённом цикле работы энергетических установок – цикле Брайтона. В статье проверяется привлечение методов статистической физики для описания свойств продуктов сгорания.

Энергетические установки, углеводороды, стехиометрическое горение, продукты горения, расчётные методы, статистическая физика, термодинамические свойства.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-129-136

Техническая термодинамика оперирует при анализе состояния веществ и энергетики процессов термическими уравнениями, потенциалами, исходя из предположения молекулярного строения вещества, находящегося в различных фазовых состояниях. Термодинамика позволяет анализировать все природные явления с единой точки зрения, поэтому естественными были появления разделов химической термодинамики с расчётом свойств веществ и химических превращений на основе термодинамических потенциалов.

Более подробное рассмотрение явлений природы лежит в основе *статистической термодинамики*, дающей единую связь микро - и макромоделей свойств всех веществ, объясняющей с единой точки зрения все физические, химические и электрические процессы.

Рассмотрим основы подхода статистической физики к законам термодинамики. Имеется два фактора: температура и мера неупорядоченности движений образующих её микрочастиц – энтропия S . Интересной является связь термодинамической температуры с энтропией. Под термоди-

намической температурой понимается такая величина, которая при стремлении к нулю сопровождается снижением внутренней микроскопической неупорядоченности (и следовательно, энтропии). Достижение наивысшей упорядоченности соответствует понятию абсолютного нуля термодинамической температуры тел. Термодинамическая температура тел от абсолютного нуля может быть переведена в энергетическое измерение умножением на число k , называемое *постоянной Больцмана*: $k = 1,38066 \cdot 10^{-23}$ Дж·К⁻¹.

На основании первого начала термодинамики $dU = TdS - PdV$, откуда $\left(\frac{dU}{dV}\right)_T = T\left(\frac{dS}{dV}\right)_T - P$. Для идеального газа взаимодействие молекул не учитывается, а энтальпия зависит от концентрации частиц в единице объёма. Внутренняя неупорядоченность идеального газа при постоянной температуре

$$\left(\frac{dS}{dV}\right)_T = \text{const} \frac{N}{V} = k \frac{N}{V}.$$

Уравнение состояния идеального газа $PV = NkT$. Для моля число частиц $N = N_A = 6,02204 \cdot 10^{23}$ – число Авогадро,

т.е. для грамм-моля идеального газа $PV_m = RT$ и универсальная газовая постоянная $R = kN_A = 8,3143 \text{ Дж}\cdot\text{гмоль}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$, а величина k фактически является газовой постоянной единичной молекулы.

Статистическая термодинамика оперирует теми же термодинамическими потенциалами, что и классическая: внутренней энергией U , энтальпией H , свободной энергией (Гельмгольца) F и свободной энтальпией (энергией Гиббса) G :

$$U = U(S, V), H = H(S, P),$$

$$F = F(T, V) \text{ и } G = G(T, P).$$

Молекулы могут быть одноатомными, но большинство веществ имеют двухатомные структуры. Если молекулы образованы атомами одного и того же элемента, то их называют *гомоядерными*, а если молекулы создаются разными элементами, то их называют *гетероядерными*. Внутреннее состояние молекул определяется типом электронного состояния, а также характером колебательных и вращательных состояний. Двухатомные молекулы имеют только одну степень свободы колебательного движения атомов по линии центров атомов и две степени свободы вращательного движения. Характер электронного состояния молекулы зависит от того, является ли её электронная оболочка замкнутой как у атомов инертных газов, или нет, а также от того – скомпенсированы ли в ней собственные моменты количества движения (спины) электронов или нет.

У Больцмана основным является принцип, что между энтропией S и статистическим весом неупорядоченности W имеется однозначная связь $S = f(W)$.

С учётом того, что статистический вес макросостояния является величиной мультипликативной, а энтропия тела – аддитивной, следует понимать, что если тело состоит из двух практически совершенно независимых частей, которые можно обозначить индексами 1 и 2, то соотношения между статистическим весом W и энтропией S макротела в целом и со-

ставляющими элементами должны подчиняться системе:

$$W = W_1 W_2,$$

$$S = S_1 + S_2.$$

Данный подход принят при рассмотрении балансов энергий и энтропии. В каждом стабильном электронном состоянии двухатомной молекулы сила взаимного притяжения образующих её атомов уравнивается силой электрического отталкивания между их ядрами. Это равновесие имеет место при определённом значении межъядерного расстояния r_e , при котором потенциальная энергия молекулы минимальна. Внешние воздействия выводят атомные ядра в молекуле из равновесия, вследствие чего расстояния между ними изменяются на $\Delta r = r - r_e$. Это вызывает обратную реакцию со стороны внутримолекулярных сил, которые стремятся вернуть молекулу в состояние равновесия, что и является причиной возникновения колебаний ядер внутри молекулы. При малых отклонениях ядер из положения равновесия ($\Delta r \ll r_e$) возвращающая сила пропорциональна Δr ($f = -k_e \Delta r$, где k_e – силовая постоянная молекулы), и ядра колеблются по гармоническому закону с частотой ω_e :

$$\omega_e = \sqrt{\frac{k_e}{\mu}},$$

где μ – приведённая масса молекулы АВ;

$$\mu = \frac{m_A m_B}{m_A + m_B}, \text{ где } m_A \text{ и } m_B \text{ – массы атомов А и В.}$$

При больших отклонениях от положения равновесия ($\Delta r \sim r_e$) возвращающая сила определяется степенями Δr , что порождает ангармонические колебания. Увеличение внешнего воздействия может вызвать распад молекулы на два несвязанных между собой атома. Достаточно сильные внешние воздействия вызывают и развитие вращательных движений молекул.

В первом приближении молекула может рассматриваться как *гармонический осциллятор* – система с внутренней

упругой связью, способная совершать гармонические *колебательные* движения, а с другой стороны – как *жесткий ротор*, т.е. как система двух материальных точек, находящихся на неизменном расстоянии друг от друга и имеющая возможность *вращаться* вокруг осей, перпендикулярных линии центров атомов. Квантовая механика приводит к следующим возможным значениям энергии гармонического осциллятора, характеризуемого частотой колебания ω_e :

$$\varepsilon_{кл.д.м}^{2.о.} = hc \omega_e (v + 1/2),$$

где v – *колебательное квантовое число*, которое может иметь значения 0, 1, 2, ... Значению $v = 0$ соответствует основное колебательное состояние гармонического осциллятора, $v = 1$ – первое возбуждение и т.д. Смежные уровни энергии гармонического колебания осциллятора отстоят друг от друга на одну и ту же величину $hc\omega_e$, причём величина его энергии может быть сколь угодно большой. Но в действительности при некоторой частоте ν_{\max} происходит распад, диссоциация молекулы на два атома.

Статистические суммы Q атомов и молекул представляются в виде

$$Q = Q_{nc} Q_{вн},$$

где Q_{nc} – поступательная составляющая статистической суммы, а $Q_{вн}$ – внутренняя составляющая:

$$Q_{nc} = \sum e^{-\frac{\varepsilon_{nc}}{RT}};$$

$$Q_{вн} = \sum g_{вн} e^{-\frac{\varepsilon_{вн} - \varepsilon_{вн,0}}{RT}}.$$

В первом выражении для Q_{nc} сумма берётся по всем возможным состояниям поступательного движения атомов или молекулы и через ε_{nc} обозначена энергия их поступательного движения (причём при температуре абсолютного нуля $\varepsilon_{nc,0} = 0$). Во втором выражении для $Q_{вн}$ сумма берётся по всем возможным внутренним энергетическим состояниям атома или молекулы, определяемым статистическим весом $g_{вн}$ и энергией $\varepsilon_{вн}$. Посту-

пательные составляющие термодинамических функций *зависят от двух параметров состояния* (V и T или P и T), тогда как внутренние составляющие *зависят только от температуры газа*. Определяющие пары V и T или P и T выбираются в зависимости от рассматриваемых задач – говорят о процессах при постоянном объёме и температуре или при постоянном давлении и температуре.

Основной характеристикой способности тела совершать *вращательные* движения является его момент инерции. Момент инерции *жесткого ротора*, состоящего из двух материальных точек с массами m_A и m_B , находящихся на неизменном расстоянии r_e , равен произведению приведённой массы ротора на квадрат расстояния $I_e = \mu r_e^2$. Квантовая механика определяет энергию *жесткого ротора* при вращательном движении молекулы следующим выражением:

$$\varepsilon_{вр.д.м}^{ж.р.} = hc B_e J(J + 1),$$

где B_e – вращательная постоянная жесткого ротора, связанная с его моментом инерции соотношением $B_e = \frac{h}{8\pi^2 c I_e}$ и J –

вращательное квантовое число, способное принимать значения 1, 2, 3, Интервалы между смежными уровнями энергии жесткого ротора меняются одинаковыми порциями по мере увеличения квантового числа J , и величина вращательной энергии может быть сколько угодно большой.

Приняв, что колебательные и вращательные движения двухатомной молекулы независимы и ограничившись только основным электронным состоянием, можно определить внутреннюю составляющую статистической суммы в виде

$$Q_{вн.д.м}^{2.о.ж.р.} = g_0^{эл} Q_{кл}^{2.о} Q_{вр}^{ж.р.},$$

где

$$Q_{кл}^{2.о} = \sum_{v=0}^{\infty} e^{-\frac{hc}{kT} \omega_e v}, \quad Q_{вр}^{ж.р.} = \sum_J (2J + 1) e^{-\frac{hc}{kT} B_e J(J+1)}$$

– статистические суммы гармонического

осциллятора и жёсткого ротатора. Если ввести обозначение $\theta = hcw_e / k$ и назвать эту величину *характеристической колебательной температурой* (она имеет размерность температуры), то для двухатомных молекул в приближении *гармонический осциллятор – жёсткий ротатор* (г.о.ж.р) внутренняя составляющая может быть представлена в виде

$$[U_m(T) - U_m(0)]_{\text{вн.д.м}}^{\text{г.о.ж.р}} = R\theta \left(e^{\frac{\theta}{T}} - 1 \right)^{-1} + RT;$$

$$[S_m(T)]_{\text{вн.д.м}}^{\text{г.о.ж.р}} = R \ln g_0^{\text{эл}} - R \ln \left(1 - e^{-\frac{\theta}{T}} \right) + R \frac{\theta}{T} \left(e^{\frac{\theta}{T}} - 2 \right)^{-1} + R \ln \frac{k}{\sigma hc B_e} + R \ln T + R;$$

$$[\Phi_m(T)]_{\text{вн.д.м}}^{\text{г.о.ж.р}} = R \ln g_0^{\text{эл}} - R \ln \left(1 - e^{-\frac{\theta}{T}} \right) + R \ln \frac{k}{\sigma hc B_e} + R \ln T;$$

$$[C_m(T)]_{\text{вн.д.м}}^{\text{г.о.ж.р}} = R \left(\frac{\theta}{T} \right)^2 \left(1 - e^{-\frac{\theta}{T}} \right)^{-1} + R.$$

На базе вышеизложенного получена система определения свойств и потенциалов веществ. Свойства веществ в статистической термодинамике определяются степенями свободы движения. Для одноатомных молекул основные свойства определяются тремя степенями свободы – перемещения по трём координатам. На каждую степень свободы приходится энергия, равная $0,5R$. Для идеального газа 1-атомные молекулы не взаимодействуют при хаотическом движении друг с другом и поэтому для них теплоёмкость не зависит от температуры и равна $3/2 R$. Вращательные и колебательные движения равны 0. Поэтому для одноатомных идеальных газов изохорная теплоёмкость равна $3/2R$, изобарная теплоёмкость – $5/2R$, а показатель адиабаты равен 1,66 вне зависимости от температуры.

Для большинства газов (двух- и более атомных) даже в идеальной постановке вопроса при тепловом движении молекул кроме трёх степеней свободы поступательного движения следует учитывать

$$Q_{\text{вн.д.м}}^{\text{г.о.ж.р}} = g_0^{\text{эл}} \frac{1}{1 - e^{-\frac{\theta}{T}}} \cdot \frac{8\pi^2 I_e k T}{\sigma h^2},$$

где σ – число симметрии: $\sigma = 2$ – для гомоядерных и $\sigma = 1$ – для гетероядерных молекул.

Для внутренних составляющих термодинамических функций и теплоёмкости молей идеальных двухатомных газов в приближении г.о.ж.р получаются зависимости:

одну степень колебательного движения, две степени вращательного движения для линейных молекул или три – для нелинейных молекул. На долю колебательного движения остается $3n-5$ или $3n-6$ степеней свободы, где n – число атомов в молекуле. Окончательно имеем:

- для линейных (включая двухатомные) $C_V = \frac{5}{2}R + \sum_1^{3n-5} C_E \left(\frac{\theta}{T} \right);$

- для нелинейных многоатомных молекул $C_V = 3R + \sum_1^{3n-6} C_E \left(\frac{\theta}{T} \right).$

В расчётные формулы входит одна из функций Эйнштейна: для теплоёмкости C_E , для внутренней энергии U_E , для энергии Гельмгольца F_E , для энтропии S_E .

Приведём формулы Эйнштейна для расчёта вышеперечисленных термодинамических характеристик веществ как функций от x . Сам же аргумент $x = \frac{\theta}{T} = \frac{h\omega}{kT} = 4,798 \cdot 10^{-11} \frac{\omega}{T}$, где ω – одна из определяющих частот колебания.

Для внутренней энергии

$$\frac{U_E}{T} = \frac{1}{T} \int_0^T C_E dT = R \frac{x}{e^x - 1}.$$

Для энергии Гельмгольца (максимальной работы вещества)

$$-\frac{F_E}{T} = \int \frac{dT}{T} \int C_E dT = -R \ln(1 - e^x).$$

Для энтропии

$$S_E = -\frac{\partial F_E}{\partial T} = R \frac{x}{e^x - 1} - R \ln(1 - e^x).$$

Для теплоёмкости функция Эйнштейна представляется в виде зависимости от величины x :

$$C_E = R \frac{x^2 e^x}{(e^x - 1)^2}.$$

Например, по [1] для CO₂ (линейная молекула) число частот $m = 3 \cdot 3 - 5 = 4$. Из этих четырёх частот одна ($\omega = 954$) вырождена дважды, поэтому

$$C_V = \frac{5}{2} R + 2C_E\left(\frac{954}{T}\right) + C_E\left(\frac{1920}{T}\right) + C_E\left(\frac{3360}{T}\right).$$

В [1] приводится табл. 1.

Таблица 1. Величины $\theta = \beta\omega$ для некоторых газов

Двуатомные газы		Многочастичные газы			
Газ	θ	Газ	θ_1	θ_2	θ_3
H ₂	6130	CO ₂	954(2)	1920	3360
Cl ₂	801	N ₂ O	842(2)	1840	3190
Br ₂	461	H ₂ O	2280	5150	5360
O ₂	2224	SO ₂	750	1650	1950
N ₂	3350	NH ₃	1360	2330(2)	4470(2)
HCl	2998	CH ₄	1870(3)	2180(3)	4170(2)
NO	2705				4320
CO	3085				

Таким образом, для продуктов стехиометрического сгорания углеводородов CO₂, H₂O и N₂ расчётные зависимости изобарной теплоёмкости от температуры выглядят следующим образом:

- для CO₂ зависимость получается по изохорной теплоёмкости

$$C_{P_{CO_2}} = \frac{7}{2} R + 2C_E\left(\frac{954}{T}\right) + C_E\left(\frac{1920}{T}\right) + C_E\left(\frac{3360}{T}\right); \quad (1)$$

- для H₂O

$$C_{P_{H_2O}} = \frac{7}{2} R + C_E\left(\frac{2280}{T}\right) + C_E\left(\frac{5150}{T}\right) + C_E\left(\frac{5360}{T}\right); \quad (2)$$

- для N₂

$$C_{P_{N_2}} = \frac{7}{2} R + C_E\left(\frac{3350}{T}\right). \quad (3)$$

Следует заметить, что теплоёмкости по этим зависимостям получаются в

кал/моль·град. Напомним, что в статистической физике количество вещества в моле измеряется в г, а объём моля измеряется в л или м³.

Если рассматривать отношение теплоёмкости к газовой постоянной, как это проводилось в расчётах и будет показано ниже, то размерность теплоёмкости определяется размерностью газовой постоянной.

Ниже приведены расчёты в среде Excel для N₂, H₂O и CO₂ с шагом по температуре через 100 К от 300 до 3000 К.

В табл. 2 приведены результаты расчёта и итоговые цифры с меньшим шагом и на рис. 1-3 – графики изменения отношения изобарной теплоёмкости к своей газовой постоянной от абсолютной температуры при расчёте по формулам Бродского, приведённым выше, а также по табличным данным Квасникова [2] и Глушко [3].

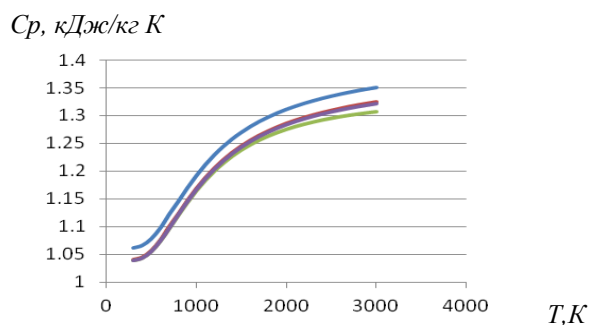


Рис.1. Изобарная теплоёмкость азота N_2 в зависимости от температуры

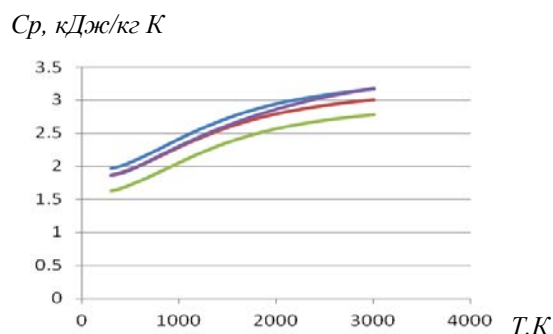


Рис.2. Изобарная теплоёмкость паров H_2O

Из анализа таблиц и графиков рис. 1–3 можно сделать вывод, что значения изобарной теплоёмкости, определённые расчётом с использованием методов статистической физики, хорошо совпадают для азота и двуокиси углерода и менее – для паров воды. Требуются дополнительные уточнения расчётов для паров воды.

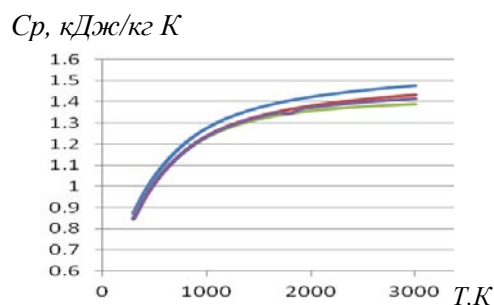


Рис.3. Изобарная теплоёмкость CO_2 в зависимости от температуры

Таблица 2. Расчёт изобарной теплоёмкости для N_2 , H_2O и CO_2

АЗОТ	$C_p N_2 / R = 7/2 + C_E(3350/T)$									
T, К	300	600	900	1200	1500	1800	2100	2400	2700	3000
$X=3350/T$	11,166	5,583	3,722	2,792	2,233	1,861	1,595	1,396	1,240	1,166
C_E/R	0,0017	0,1181	0,3518	0,5423	0,670	0,755	0,812	0,852	0,881	0,902
$C_p N_2 / R$	3,5017	3,6181	3,8518	4,042	4,170	4,255	4,312	4,352	4,381	4,402
Пар H_2O	$C_p H_2O / R = 7/2 + C_E(2280/T) + C_E(5150/T) + C_E(5360/T)$									
$x(2280/T)$	7,6	3,8	2,533	1,9	1,52	1,26	1,086	0,95	0,844	0,76
$x(5150/T)$	17,16	8,583	5,722	4,291	3,433	2,861	2,452	2,145	1,907	1,716
$x(5360/T)$	17,86	8,933	5,955	4,466	3,573	2,977	2,552	2,233	1,985	1,786
$C_E 2280$	0,0289	0,338	0,601	0,746	0,828	0,876	0,907	0,928	0,942	0,953
$C_E 5150$	$1 \cdot 10^{-5}$	0,013	0,107	0,259	0,406	0,526	0,619	0,690	0,744	0,787
$C_E 5360$	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-4}$	0,092	0,234	0,379	0,501	0,597	0,670	0,727	0,771
$C_p H_2O / R$	3,528	3,862	4,301	4,74	5,113	5,403	5,62	5,789	5,914	6,011
CO_2	$C_p CO_2 / R = 7/2 + 2 \cdot C_E(954/T) + C_E(1920/T) + C_E(3360/T)$									
$x(954/T)$	3,18	1,59	1,06	0,795	0,636	0,53	0,454	0,397	0,35	0,318
$x(1920/T)$	6,4	3,2	2,13	1,6	1,28	1,066	0,914	0,8	0,71	0,64
$x(3360/T)$	11,2	5,6	3,73	2,8	2,24	1,866	1,6	1,4	1,24	1,12
$C_E 954$	0,4578	0,8135	0,9114	0,949	0,967	0,977	0,983	0,986	0,990	0,991
$C_E 1920$	0,0682	0,453	0,693	0,811	0,873	0,910	0,933	0,948	0,959	0,966
$C_E 3360$	0,0017	0,116	0,349	0,5405	0,669	0,753	0,811	0,851	0,880	0,901
$C_p CO_2 / R$	4,485	5,697	6,366	6,749	6,977	7,118	7,21	7,27	7,318	7,351

Таблица 3. Сравнение расчётных и табличных значений изобарной теплоёмкости веществ ПС газов, кДж/кг К

T, К	300	600	900	1200	1500	1800	2100	2400	2700	3000
Азот										
Квасн.	1,040	1,075	1,146	1,204	1,244	1,272	1,291	1,306	1,316	1,324
Физхим	1,039	1,074	1,143	1,199	1,237	1,262	1,280	1,292	1,300	1,306
Глушко	1,039	1,075	1,145	1,203	1,243	1,270	1,290	1,303	1,313	1,321
Пары воды										
Квасн.	1,865	2,016	2,222	2,42	2,587	2,721	2,821	2,896	2,954	3,009
Физхим	1,628	1,782	1,985	2,187	2,359	2,494	2,596	2,671	2,729	2,77
Глушко	1,866	2,014	2,23	2,44	2,621	2,775	2,905	3,013	3,104	3,179
Двуокись углерода										
Квасн.	0,847	1,076	1,206	1,283	1,330	1,363	1,386	1,404	1,419	1,431
Физхим	0,847	1,076	1,202	1,275	1,318	1,345	1,362	1,374	1,382	1,389
Глушко	0,846	1,075	1,204	1,280	1,327	1,343	1,377	1,392	1,403	1,413

Библиографический список

1. Бродский А.И. Физическая химия. Т. 1. М.-Л.: Госхимиздат, 1948. 488 с.
2. Квасников А.В. Теория жидкостных ракетных двигателей. Ч. 1. Л.: Судпромгиз, 1969. 543 с.
3. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное издание в четырёх томах. Т. 1, кн. 1. М.: Наука, 1978. 497 с.

Информация об авторе

Михеенков Евгений Леонтьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: Eugene.mikh@gmail.com. Область научных интересов: термодинамика циклов тепловых машин, теплопередача.

STATISTICAL PHYSICS AND CYCLES OF OPERATION OF HEAT ENGINES

© 2015 E. L. Mikheenkov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Products of fuel combustion are the working body in the process of expansion cycles of heat engines. The composition of all combustibles is their common property – all of them are hydrocarbons, i.e., their molecules consist of carbon and hydrogen atoms. The article deals only with the properties of the products of fuel stoichiometric combustion in atmospheric air. The combustion products are a mixture of oxides of constituent elements of CO₂, H₂O and the main element of air – nitrogen N₂. It is the products of combustion that determine the expansion processes in the most widespread operation cycle of power plants – the Brayton cycle. This article is an attempt to use the methods of statistical physics to describe the properties of combustion products.

Power plants, hydrocarbons, stoichiometric combustion, combustion products, computational methods, statistical physics, thermodynamic properties.

References

1. Brodsky A.I. *Fizicheskaya khimiya. T. 1* [Physical chemistry. V.1]. M-L.: Goskhimizdat Publ., 1948. 488 p.
2. Kvasnikov A.V. *Teoriya zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Ch. 1.* [Theory of liquid rocket engines. Part 1]. Leningrad: Sudpromgiz Publ., 1969. 543 p.
3. *Termodinamicheskie svoystva individual'nykh veshchestv. Spravochnoe izdanie v chetyrekh tomakh. Tom 1, kn. 1* [Thermodynamic properties of individual substances. Reference book in four volumes. V. 1, Book 1]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 497 p.

About the author

Mikheenkov Eugene Leontievich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Heat Engineering and Heat Engines, Samara State

Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: Eugene.mikh@gmail.com. Area of Research: thermodynamics cycles of heat engines, heat transfer.

УДК 532.5

МЕТОД *ASMTurbC* АВТОНОМНОГО СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИФФУЗИОННОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ГОРЕНИЯ И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЕГО ТЕСТИРОВАНИЯ

© 2015 Ю. В. Нужнов

Институт проблем горения, Казахстан, г. Алматы

Формулируется принцип построения математических моделей для процессов диффузионного турбулентного горения и предлагается метод автономного статистического моделирования гидродинамических характеристик таких процессов (метод *ASMTurbC*). Отличительной особенностью метода является учёт эффектов перемежаемости динамических и скалярных полей турбулентного течения в сочетании с известным методом «восстановленной концентрации горючего». Принципиальным отличием метода *ASMTurbC* является возможность строить математические модели для расчёта статистических характеристик (одноточечных обычных и центральных моментов) динамических и скалярных полей течения только турбулентной жидкости турбулентного течения. Построенные по методу *ASMTurbC* модели позволяют находить условные статистические характеристики неоднородного поля концентрации восстановленной концентрации горючего как пассивной примеси и, как следствие, концентрации основных химических реагентов горючего и окислителя. Тестирование метода осуществляется на примере построения математической модели турбулентного факела горения затопленной осесимметричной струи горючего (пропана). Результаты тестирования представляются в виде расчётов условных и полных статистических характеристик динамических и скалярных полей факела. Показано, что выполненные расчёты достаточно хорошо соответствуют известным экспериментальным данным и не требуют значительных затрат времени.

Статистическое моделирование, диффузионное турбулентное горение, перемежаемость, метод ASMTurbC, математическая модель, турбулентная и нетурбулентная жидкость.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-137-150

Введение

В настоящее время установлено, что все турбулентные течения (свободные, пристеночные, следы за обтекаемыми телами) обладают свойством гидродинамической (здесь и далее – внешней) перемежаемости. При этом согласно общепринятой терминологии [1, 2] перемежающееся турбулентное течение содержит «турбулентную» и «нетурбулентную» жидкость. Поскольку все основные процессы турбулентного переноса и смешения происходят только в турбулентной жидкости, то моделирование течения такой жидкости представляется особенно значимым. Возможность статистического моделирования течения только турбулентной или только нетурбулентной жидкости привело к термину «автономное статистическое моделирование».

Новый подход в моделировании турбулентных течений [3, 4] позволил сформулировать эффективный метод по-

строения математических моделей энергосодержащей структуры таких течений в условиях перемежаемости – метод *ASMTurb* [5, 6]. Дальнейшее распространение этого метода на моделирование неизотермических турбулентных течений привело к развитию статистической теории турбулентного тепло- и массопереноса [7], особенностью которой является учёт перемежаемости не только динамических, но и консервативных, скалярных полей. Построенные при этом модели позволили провести расчёты условных и полных статистических характеристик на уровне вторых центральных моментов. Согласие выполненных расчётов (например, [7]) с имеющимися экспериментальными данными, а также минимальные затраты на время счёта (не более 30 с в математическом пакете *MathCad*) указывают на высокую эффективность метода *ASMTurb*. Такая эффективность достигается за счёт использования условно

усреднённых по турбулентной и нетурбулентной жидкости уравнений гидромеханики (особенность данного метода), что позволяет моделировать условные средние «напрямую» (в отличие, например, от метода [1], в котором для их определения сначала требуется определить безусловные средние и коэффициент перемежаемости. При этом расчёт безусловных средних проводится по моделям RANS, которые, как известно, не обеспечивают хорошую точность всего комплекса «средних» и, в особенности, «пульсационных» характеристик).

Цель данной работы – распространить метод *ASMTurb* на моделирование основных равновесных (как первый этап моделирования) процессов турбулентного диффузионного горения. Эту задачу будем решать совместно с использованием известного метода *PDF* консервативного скаляра, выбранного в виде «восстановленной концентрации горючего» как концентрации пассивной примеси [1]. Такой подход приводит к новому методу статистического моделирования [8], названному здесь как «метод автономного статистического моделирования турбулентного горения *ASMTurbC*». Преимуществом этого метода является то, что он позволяет строить модели для течения только турбулентной жидкости вне зависимости от течения нетурбулентной.

1. Физическая постановка задачи

Рассмотрим процесс перемежаемости динамических и скалярных полей на примере зоны турбулентного смешения спутных потоков с различной концентрацией пассивной примеси. Иллюстрация течения в этой зоне дана на рис. 1.

На этом рисунке D_t и D_n – области физического пространства с турбулентной и нетурбулентной жидкостью; $D_{t,z=1}$ и $D_{t,z=0}$ – области в турбулентной жидкости с постоянным значением концентрации пассивной примеси z ; D_c – область с неоднородным полем концентрации пассивной примеси (здесь – область пересечения).

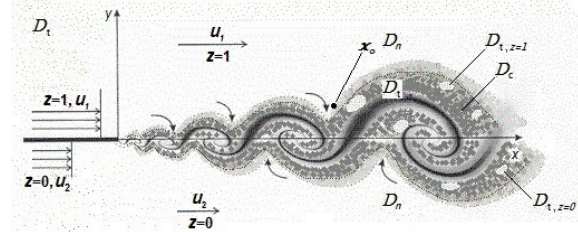


Рис. 1. Иллюстрация течения в зоне смешения спутных потоков с различной концентрацией пассивной примеси. Датчики продольной скорости и концентрации пассивной примеси помещены в точке $x = x_0$

При этом турбулентная жидкость содержит всю возможную иерархию вихрей, т.е. весь набор волновых чисел, в то время как нетурбулентная может содержать преимущественно только крупные вихри малой интенсивности (или вообще их не содержать, если точка $x = x_0$ расположена вдали от зоны смешения).

Картина поведения мгновенных характеристик продольной скорости $u(x, t)$ и концентрации пассивной примеси z в точке $x = x_0$ зоны смешения представлена на рис. 2. На этом рисунке: *a* – показание датчика скорости во всё время наблюдения, статистика соответствует обобщённому полю течения $G = D \times [0, \tau_0]$; $I = I(x, t)$ функция и $\gamma(x) = \langle I(x, t) \rangle$ – коэффициент перемежаемости (как вероятность наблюдения) турбулентной жидкости в области $(x, t) \in G$; *b* – показания датчиков скорости и концентрации во время наблюдений только турбулентной жидкости, статистика соответствует полю течения $G_t = D_t \times [0, \tau_t]$; $I_c = I_c(x, t)$ функция и $\gamma_c(x) = \langle I_c(x, t) \rangle_c$ – коэффициент перемежаемости неоднородного поля концентрации пассивной примеси $0 < z < 1$ в области $(x, t) \in G_t$; *c* – показания датчиков скорости и концентрации пассивной примеси в области $(x, t) \in G_c$, т.е. в поле пересечения $G_c = D_c \times [0, \tau_c]$, которая соответствует области течения турбулентной жидкости D_t на рис. 1, из которой «удалены» области $D_{t,z=1}$ и $D_{t,z=0}$. Заметим, что при рассмотрении неоднородного поля концентрации в обоб-

щённом поле течения, т.е. когда $(x, t) \in G$, этого поля приобретают значения функция и коэффициент перемежаемости $I_z = I_z(x, t)$ и $\gamma_z(x) = \langle I_z(x, t) \rangle$.

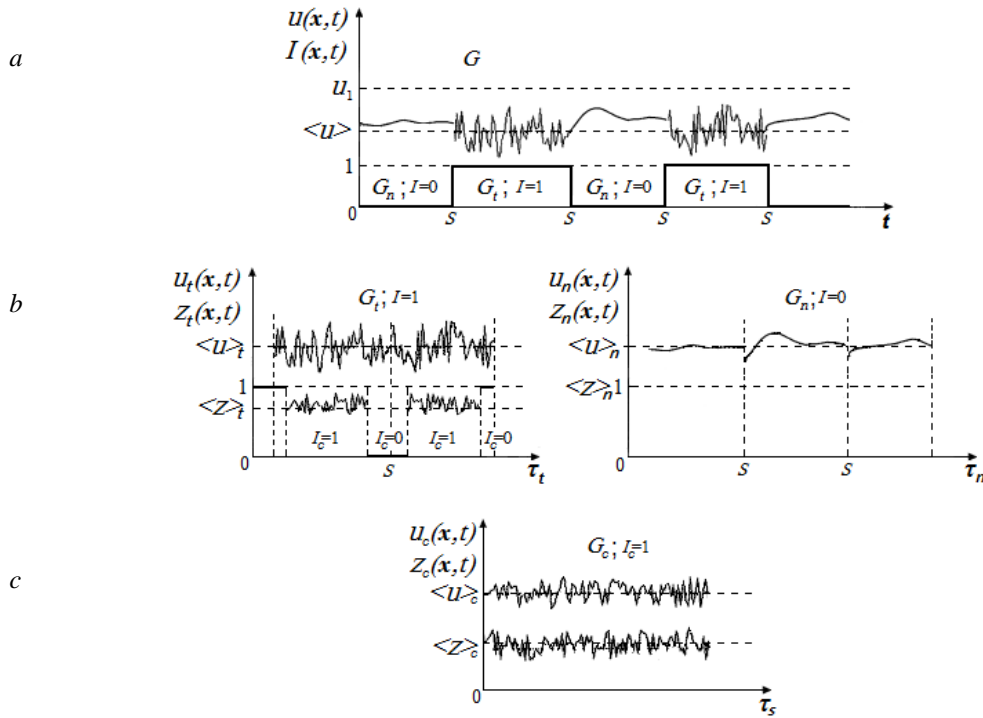


Рис. 2. Фрагменты поведения скорости и концентрации в точке $x = x_0$ зоны смешения (рис. 1)

Как видно из рис. 2, *c*, все процессы турбулентного смешения происходят только в области пересечения G_c . В этой связи надо сказать о механизме турбулентного переноса пассивной примеси в турбулентном течении.

2. Механизм турбулентного переноса консервативного скаляра

Известно, что в отдельных областях турбулентного факела наблюдаются как турбулентные области с «чистым» окислителем ($z = 0$ в окружающей среде воздуха), так и с «чистым» горючим ($z = 1$ в сопле технического устройства). Эти области образуются в результате вовлечения (эжекции) окружающей нетурбулентной жидкости (воздуха) с последующей их турбулизацией за счёт поперечного сдвига продольной скорости и нелокального воздействия пульсаций давления. Такому же влиянию подвергаются области с горючим, вытекающим из сопла и не успевшим полностью перемешаться с окружающим его окислителем. При этом вероятность

наблюдения областей со значениями $z = 0$ и $z = 1$ в основной части факела может существенно отличаться от нуля (известное явление «несмешанности» реагентов, приводящее к неполному сгоранию топлива). В результате процесс смешения и горения в областях со значениями $z = 0$ и $z = 1$ происходить не может. По этой причине в процессе моделирования турбулентного факела особое значение придаётся несовпадению динамического поля течения турбулентной жидкости и неоднородного поля концентрации пассивной примеси.

При построении математической модели диффузионного турбулентного горения используется концепция механизма турбулентного переноса консервативного скаляра (вещества или температуры при слабом перегреве) как *динамически пассивной* и *химически инертной примеси* (или просто – *пассивной примеси*). Согласно [7], турбулентный перенос консервативного скаляра осуществляется конвективной турбулентной диффузией,

носит градиентный характер и происходит только в области пересечения динамических и скалярных гидродинамических полей $G_c = G_t \cap G_z$; турбулентный перенос импульса, тепла и вещества в области G_c носит идентичный характер (при этом множество Ω как множество значений гидродинамической величины $f(x, t)$ представляет собой пространство элементарных событий $f \in \Omega$).

Дадим теперь обоснование метода «автономного» статистического моделирования турбулентного горения *ASMTurbC*, который является логическим продолжением метода *ASMTurb*.

3. Метод автономного статистического моделирования *ASMTurbC*

В статистическом моделировании термодинамически равновесных процессов диффузионного турбулентного горения, т.е. когда процесс горения определяется только процессом смешения химических реагентов, с успехом используется «метод *PDF* консервативного скаляра». В теории диффузионного горения в качестве такого скаляра выбирается «восстановленная концентрация горючего», которая связана с концентрациями горючего и окислителя через посредство коэффициента стехиометрии *St* [1, 9]:

$$z = \frac{St C_f - C_0 + 1}{1 + St}. \quad (1)$$

При этом в приближении термодинамического равновесия состава и температуры для концентраций горючего и окислителя на фронте горения выполняются условия

$$C_f = C_0 = 0; \quad z = \frac{1}{1 + St} = z_s, \quad (2)$$

в то время как фронт пламени разделяет области с горючим и окислителем:

$$\begin{cases} C_f = 0 \\ C_0 = \frac{z_s - z}{z_s} \end{cases} \text{ при } z \leq z_s; \quad \begin{cases} C_f = \frac{z - z_s}{1 - z_s} \\ C_0 = 0 \end{cases} \text{ при } z \geq z_s. \quad (3)$$

Нелинейный характер зависимости $C_i = f(z)$ приводит к необходимости использования *PDF* восстановленной концентрации горючего z (концентрации пассивной примеси) для статистического усреднения концентраций горючего и окислителя.

3.1. Принцип построения статистических моделей

Сформулируем принцип построения статистических моделей диффузионного турбулентного горения как метод *ASMTurbC*, основанный на следующих положениях: 1) основные процессы турбулентного горения происходят только в области течения турбулентной жидкости с неоднородным полем концентрации пассивной примеси $z \in G_c$, т.е. в области пересечения G_c ; 2) основными характеристиками турбулентного горения являются *условные* средние гидродинамических характеристик из области пересечения G_c ; 3) *условные* средние гидродинамических характеристик описываются дифференциальными уравнениями гидромеханики, условно усреднёнными по области пересечения G_c ; 4) *условные* средние концентраций химических реагентов определяются с помощью *условной PDF* $P_c(z)$ концентрации пассивной примеси z , мгновенные значения которой связываются с концентрациями горючего и окислителя; 5) полное среднее гидродинамических характеристик рассчитывается (если это необходимо) по статистическим соотношениям статистической гидромеханики, связывающим полное и *условное* средние через посредство коэффициентов перемежаемости.

Метод *ASMTurbC* базируется на операции *условного* статистического усреднения выражений (3), проведённой с использованием *условной PDF* $P_c(z)$ по множеству $\Omega_c = \{z; 0 < z < 1\}$, и даёт *условные* средние горючего и окислителя:

$$\langle C_f \rangle_c = \int_{z_s}^1 \frac{z - z_s}{1 - z_s} P_c(z) dz, \quad z \geq z_s; \quad (4)$$

$$\langle C_0 \rangle_c = \int_0^{z_s} \frac{z_s - z}{z_s} P_c(z) dz, \quad z \leq z_s.$$

Необходимость в определении функции $P_c(z)$, таким образом, становится очевидной.

3.2. Математический аппарат метода ASMTurbC

Сформулированная концепция механизма турбулентного переноса консервативного скаляра основывается на том экспериментально установленном факте, что в областях течения с турбулентной жидкостью G_t существуют области с однородным полем концентрации пассивной примеси $z = 0$ и $z = 1$, в которых турбулентная диффузия вещества отсутствует. Математическим выражением принятой концепции является соотношение

$$\langle z \rangle_c = \frac{\langle u_t \rangle_c}{u_{\max}}. \quad (5)$$

Здесь $\langle z \rangle_c = \langle z \rangle_{t, z \in G_c}$ – статистически усреднённая безразмерная (в массовых долях) концентрация пассивной примеси, которая определяется условной выборкой мгновенных значений $z \in G_c$ во время наблюдения турбулентной среды в заданной точке турбулентного потока, т.е. когда выполняется условие $(x, t) \in G_c$. При этом условное среднее скорости турбулентной жидкости

$$\langle u_t \rangle_t = \gamma_c \langle u_t \rangle_c + (1 - \gamma_c) \langle u_t \rangle_{z=\text{const}} \quad (6)$$

и в заданной точке турбулентного потока является неизменным (поток считается статистически стационарным). γ_c – вероятность наблюдения концентрации пассивной примеси, принадлежащей области пересечения, т.е. области с неоднородным полем консервативного скаляра в турбулентной среде течения. При этом согласно

(6) в области пересечения G_c , т.е. когда $\gamma_c = 1$, величина

$$\langle u_t \rangle_c \cong \langle u_t \rangle_t, \quad (7)$$

где $\langle u_t \rangle_t \equiv \langle u \rangle_t$. Более того, из-за малого объёма областей с $z = \text{const}$ с хорошим приближением можно считать, что $\gamma_c \rightarrow 1$, так что из (6) получаем $\langle u_t \rangle_{z=\text{const}} \cong \langle u \rangle_t$. Очевидно при этом, что коэффициенты перемежаемости динамических и скалярных полей должны быть одного порядка, т.е. их максимальные значения должны отличаться на небольшую величину.

4. Моделирование турбулентного диффузионного факела горения пропана

4.1. Зависимость концентраций химических реагентов от концентрации пассивной примеси

Моделирование равновесного диффузионного турбулентного факела горения, кинетика которого описывается прямой одноступенчатой брутто-реакцией, в совокупности с моделью восстановленной концентрации горючего [1] позволяет определять значения равновесной плотности, температуры, концентрации реагентов и продуктов сгорания. Расчёт концентрации пропана в турбулентном диффузионном затопленном факеле горения струи пропана в окружающем воздухе был проведён на основе результатов моделирования характеристик пассивной примеси. При этом величина эквивалентной концентрации пропана, которая сохраняется во всех реакциях без участия кислородосодержащих соединений, представляется в виде [1]

$$c_f = \sum_i \frac{44}{36 + 3n_i} c_i, \quad (8)$$

где c_i – массовые концентрации углеводородов; n_i – отношение числа атомов водорода H и C в i -ом углеводороде. В отсутствие пиролиза эта величина равна кон-

центрации пропана. В этом случае реакция горения пропана записывается в виде брутто-реакции



коэффициент стехиометрии которой $St=3.636$.

4.2. Метод расчёта PDF концентрации пассивной примеси

Точное решение для условной $P_c(z)$ в области турбулентной струи с сильной перемежаемостью (край струи) найдено в [8]. В этой же работе был предложен способ определения условной усечённой PDF концентрации пассивной примеси, позволяющий проводить расчёты в широкой области струи. В данном случае условная PDF задавалась в виде

$$P_c(\zeta) = \frac{k}{\sqrt{2\pi}S_c\langle z \rangle_c} \exp\left[-\frac{(\zeta - Sm)^2}{2S_c^2}\right]; \quad (10)$$

$$\zeta = \frac{z}{\langle z \rangle_c},$$

где интенсивность пульсаций концентрации $S_c = \sigma_c / \langle z \rangle_c$ с дисперсией $\sigma_c^2 = \langle (z - \langle z \rangle_c)^2 \rangle_c$, $Sm = \text{const}$, $k = \text{const}$. Разработанная программа расчёта показала, что формула (10) в случае негорящей турбулентной струи хорошо соответствует опытным данным при $S_c = 0.554$ [1], $Sm = 0.9$. Однако согласно опытным данным [10] величина $S_c = 0.7$ только на краю факела и изменяется по мере продвижения наблюдений к оси факела, т.е. когда величина $\langle z \rangle_c \rightarrow 1$. Именно это обстоятельство является ключевым при распространении метода усечённых PDF на

всю область факела горения. При этом поведение величины S_c может быть найдено из условия нормировки $P_c(\zeta)$, а значение параметра k – при заданном значении $S_c = 0.7$. Величина $Sm = 1$ в формуле (10) в этом случае выбирается из условия наилучшего расчёта условных средних концентрации горючего и окислителя.

Важно заметить, что проведённые расчёты условных средних концентрации пассивной примеси $\langle z \rangle_c$ показали заметное различие для изотермической и не-изотермической (даже в случае слабого подогрева) струи [7]. Ясно, что в случае горения температура струи будет высокой и её влияние на расчёт концентрации $\langle z \rangle_c$ возрастает.

5. Результаты расчётов статистических характеристик

5.1. Расчёты условных PDF концентрации пассивной примеси

Результаты расчётов точной и усечённой нормированной функции $p_c(\zeta) = \langle z \rangle_c P_c(\zeta)$ для края осесимметричной затопленной турбулентной струи метана представлены на рис. 3, кривые 1 и 2. Расчёт функции $p_c(\zeta)$ в случае горения осесимметричной струи пропана в окружающем воздухе представлен кривой 3 на рис. 3. Поведение величины S_c в зависимости от величины $\langle z \rangle_c / \langle z_0 \rangle_c$ (z_0 – концентрация на оси струи) вместе с имеющимися опытными данными представлены на рис. 4. Как видно, расчётные и опытные данные находятся в достаточно хорошем согласии.

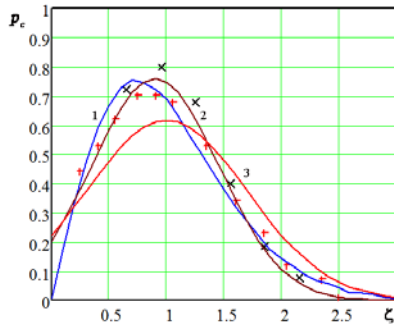


Рис. 3. Расчёты условной PDF $p_c(\zeta)$ для края осесимметричной затопленной струи метана: 1 – точное решение [8] и 2 – по формуле(10) со значением $St = 0.9$; 3 – по формуле (10) в случае горения со значением $St = 1$. Сплошные линии – расчёт, значки – опытные данные: x[11], +[12]

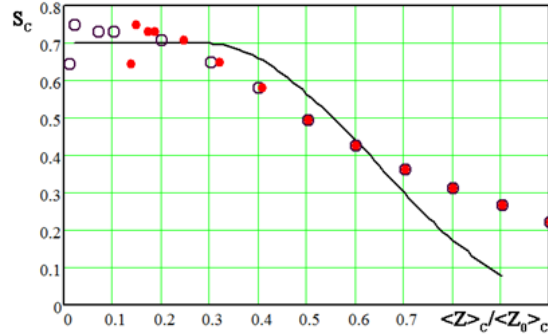


Рис. 4. Интенсивность пульсаций концентрации пассивной примеси (пары масла) в осесимметричной затопленной струе. Сплошная кривая – расчёт, кружки – опытные данные [10]

5.2. Расчёт концентрации пропана

Расчёт концентрации пропана по методу *ASMTurbC* в рассматриваемом здесь турбулентном диффузионном затопленном факеле горения, на фронте которого величина восстановленной концентрации горючего $z_s = 0.06$, проводился по формуле (4) и представлен на рис. 5. Здесь расчётные кривые: 1 – с использованием точного решения уравнения для PDF; 2 – с использованием усечённой PDF. Из рис. 5 видно, что расчёт соответствует опытным данным [1], т.е. модель *ASMTurbC* позволяет проводить расчёты в широкой области факела горения с хорошей точностью. На рис. 6 приведены результаты расчётов в обычной (не логарифмической) системе координат с учётом и без учёта пульсаций концентрации по квазиламинарной модели горения, когда используется операция усреднения по методу *RANS* с результатом

$$\langle C_f \rangle_c = \frac{\langle z \rangle_c - z_s}{1 - \langle z \rangle_c} \quad (11)$$

Как видно, квазиламинарный режим горения (кривая 3) принципиально отличается от турбулентного, т.е. влияние пульсаций концентрации в турбулентном режиме горения является определяющим, и квазиламинарная модель, которая соответствует операции усреднения Рейнольдса, мало пригодна для описания турбулентного горения.

На рис. 7 представлены расчёты условных (проведённых по методу *ASMTurbC*) и безусловных (по методу *RANS*) средних значений концентраций горючего и окислителя. Видно, что статистическое усреднение методом *ASMTurbC* с привлечением PDF концентрации пассивной примеси даёт значительное влияние пульсаций на расчёт условных средних концентраций горючего и окислителя.

На рис. 8 представлены расчёты условного среднего концентраций горючего, окислителя и продуктов сгорания в широкой области факела горения, т.е. в широкой области изменения условного среднего восстановленной концентрации горючего.

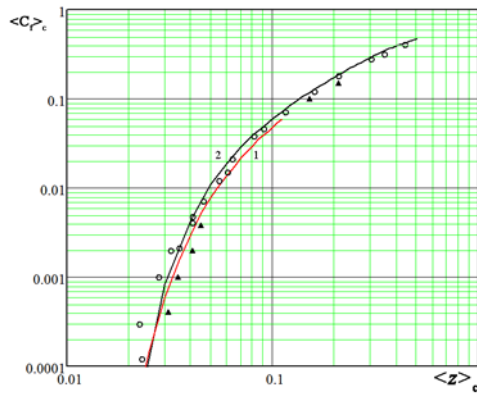


Рис. 5. Условное среднее концентрации пропана в затопленном диффузионном факеле. Расчётные кривые: 1 – с использованием точного решения уравнения для PDF; 2 – с использованием усечённой PDF(10). Значки – опытные данные [1].

Начальная скорость истечения струи
 $u_0 = 10.7 \text{ м/с}$

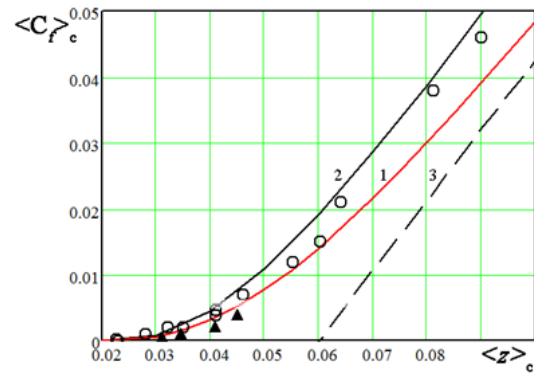


Рис. 6. Условное среднее концентрации пропана на краю затопленного диффузионного факела. Расчётные кривые соответствуют рис. 5. Пунктирная линия 3 – расчёт в случае квазиламинарного режима горения

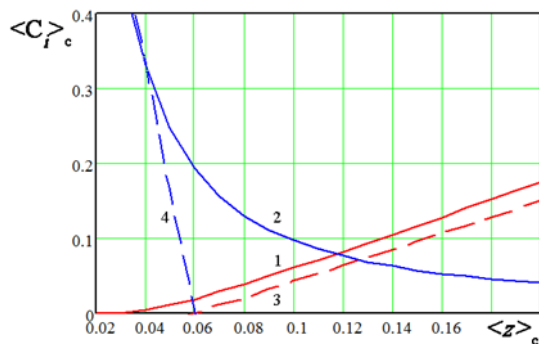


Рис. 7. Условные и безусловные средние концентрации горючего и окислителя в факеле горения пропана: 1 – $\langle C_f \rangle_c$ и 2 – $\langle C_0 \rangle_c$ – расчёты по методу ASMTurbC; 3 – $\langle C_f \rangle_{kc}$ и 4 – $\langle C_0 \rangle_{kc}$ – расчёты по методу RANS (квазиламинарный факел горения – пульсации не учитываются)

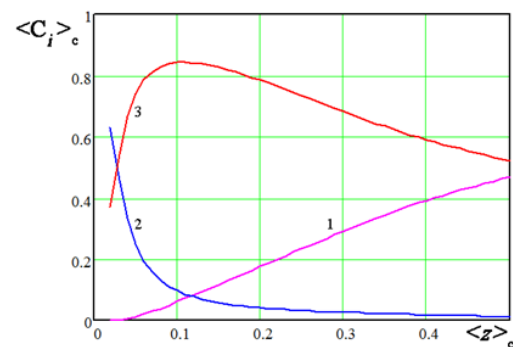


Рис. 8. Условные средние концентраций горючего 1, окислителя 2 и продуктов сгорания 3 в широкой области факела горения

Заключение

Предложенный метод ASMTurbC базируется на методе ASMTurb [5], который позволяет проводить автономное моделирование статистических характеристик каждой из перемежающихся сред турбулентного течения. Принципиальным отличием метода ASMTurbC является то, что он позволяет строить математические модели для расчёта статистических характеристик только для динамических полей течения турбулентной жидкости с неоднородной концентрацией пассивной примеси, т.е. в области пересечения G_c . По-

строенная по методу ASMTurbC модель позволяет находить статистические характеристики восстановленной концентрации горючего z в зависимости от пространственных координат факела, в то время как использование PDF $P_c(z)$ – находить условное среднее равновесных концентраций горючего и окислителя в зависимости от значений z .

Что касается теории моделирования неравновесных процессов горения, например, оксидов азота, то здесь требуется привлечение теории мелкомасштабной турбулентности. Однако в случае использования, например, теории А.Н. Кол-

могорова возникает проблема, связанная с зависимостью коэффициентов пропорциональности (например, в законе «двухтретей») от коэффициента внешней перемежаемости. Развитие теории А.Н. Колмогорова

в условиях гидродинамической перемежаемости, включая перемежаемость диссипативной жидкости, представлено в работе [13].

ПРИЛОЖЕНИЕ

Тестирование метода ASMTurb

Метод *ASMTurb* позволяет строить математические модели для условных статистических характеристик каждой из перемежающихся сред турбулентного течения. При этом полные средние находятся по статистическим соотношениям теории вероятностей. Для демонстрации эффективности этого метода представим результаты расчётов условного и полного среднего основных статистических харак-

теристик, полученных по модели *ASMTurb* для зоны турбулентного смешения спутных потоков (рис. 9–11). Здесь же представлены опытные данные [14] в зависимости от $\eta = y/x$ с экспериментально найденным значением $\eta_{0s} = -0.02$. На рис. 12 для сравнения приведены результаты расчётов безусловного среднего статистических характеристик, выполненные по модели *RANS*.

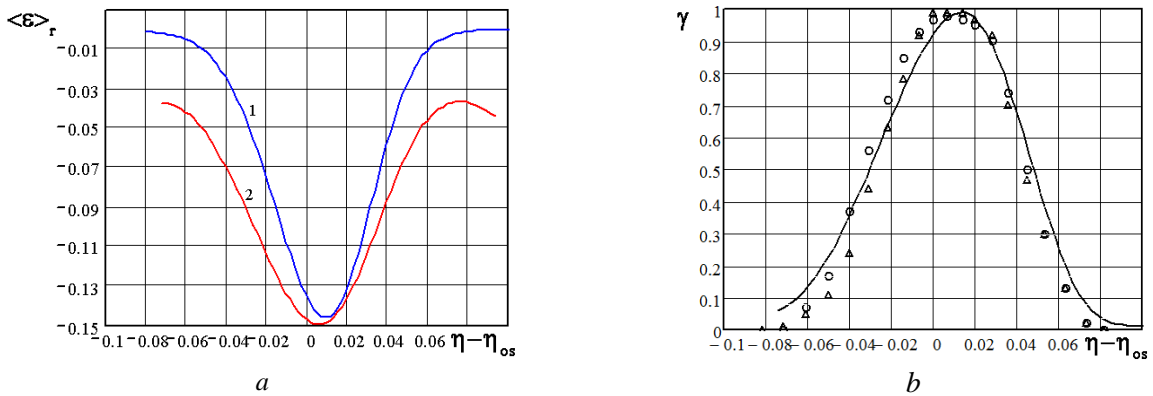


Рис. 9. а – распределение скоростей диссипации турбулентной энергии $\langle \epsilon \rangle_r$: 1 – $\langle \epsilon \rangle_R$ – безусловное среднее RANS, 2 – $\langle \epsilon \rangle_t$ – условное среднее в турбулентной жидкости. б – распределение значений коэффициента перемежаемости $\gamma = \langle \epsilon \rangle_R / \langle \epsilon \rangle_t$

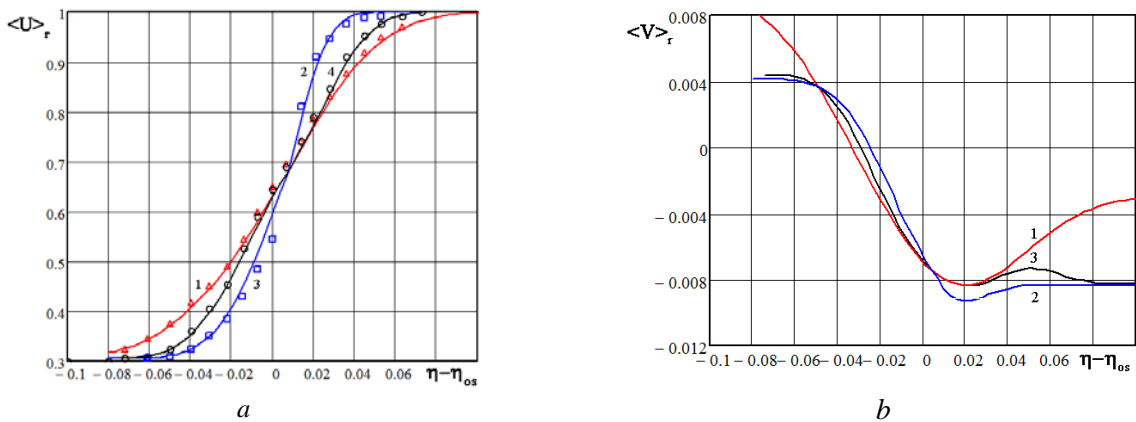


Рис. 10. Условные и полные средние динамических характеристик: а – продольная скорость $\langle U \rangle_r = \langle u \rangle_r / u_1$: 1 – $\Delta - \langle U \rangle_t$; 2 – $\square - \langle U \rangle_{n1}$; 3 – $\square - \langle U \rangle_{n2}$; 4 – $o - \langle U \rangle = \langle u \rangle / u_1$. б – поперечная скорость $\langle V \rangle_r = \langle v \rangle_r / u_1$: 1 – $\langle V \rangle_t$; 2 – $\langle V \rangle_n$; 3 – $\langle V \rangle = \langle v \rangle / u_1$. Опытные данные для $\langle V \rangle_r$ отсутствуют

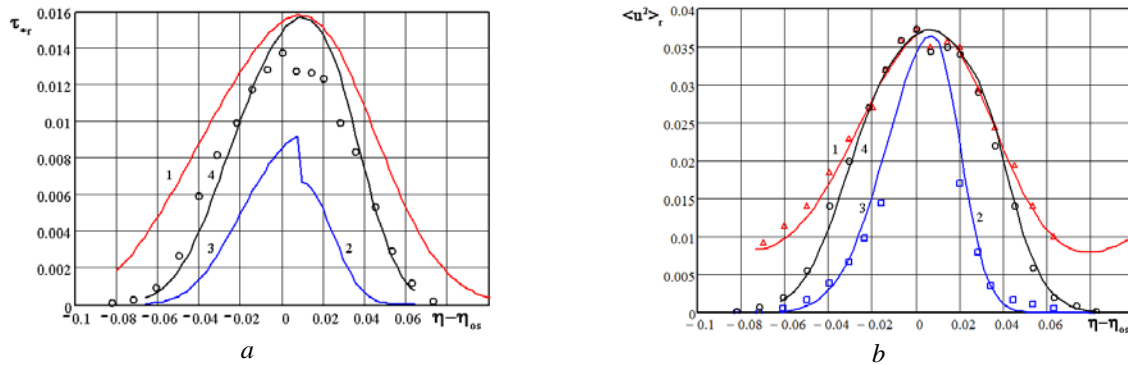


Рис. 11. Условные и полные средние пульсационных характеристик:
 а – напряжение трения $\tau_r = -\langle u'v' \rangle_r / \Delta U^2$: 1 – τ_t ; 2 – τ_{n1} ; 3 – τ_{n2} ; 4 – $\tau = -\langle u'v' \rangle / \Delta U^2$;
 б – интенсивность пульсаций продольной скорости $\langle u^2 \rangle_r = \langle u'^2 \rangle_r / \Delta U^2$:
 1 – $\Delta \langle u^2 \rangle_t$; 2 – $\square \langle u^2 \rangle_{n1}$; 3 – $\square \langle u^2 \rangle_{n2}$; 4 – $\circ \langle u^2 \rangle = \langle u'^2 \rangle_r / \Delta U^2$.
 Опытные данные для τ_t и τ_n отсутствуют

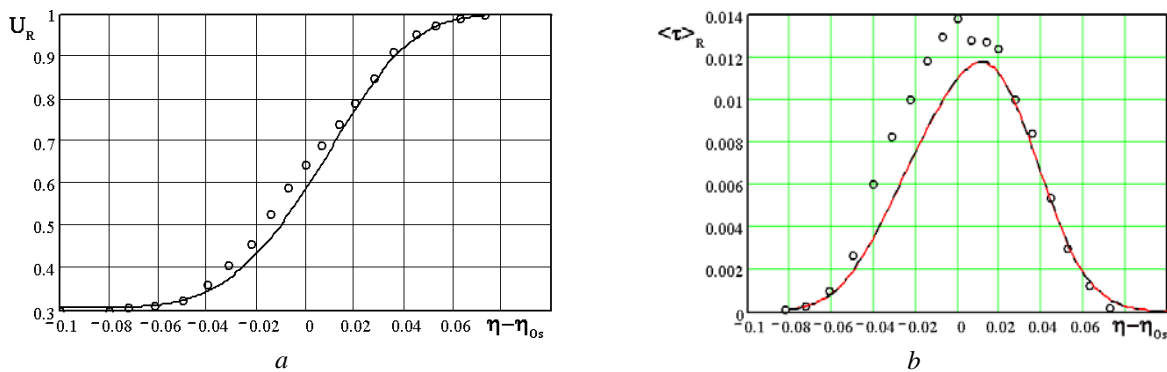


Рис. 12. а – профиль безусловного среднего продольной скорости $\langle U \rangle_R = \langle u \rangle_R / u_1$;
 б – распределение безусловного среднего касательного напряжения трения $\tau_R = -\langle u'v' \rangle_R / \Delta U^2$

Способ трансформации модели RANS в модель ASMTurb

Метод ASMTurb допускает возможность трансформации известной модели RANS в модель ASMTurb. Проведём такую трансформацию на примере моделирования дефекта продольной скорости $\langle u \rangle = U_\infty - \langle U \rangle$ турбулентного течения в дальнем следе за поперечно обтекаемым круговым цилиндром. Известная модель RANS [15] даёт решение для безусловного среднего дефекта этой скорости в виде $\langle u \rangle_R / \langle u \rangle_{Rmax} = \exp[-0.5(\xi/b_R)^2]$, где $b_R = 0.181$; $\xi = y/l_0$; $l_0 = \sqrt{(x - x_0)d}$; d – диаметр цилиндра.

Представим это решение как

$$\langle u \rangle_r / \langle u \rangle_{rmax} = \exp[-0.5(\xi/b_r)^2], \quad (12)$$

где $r = R$ – для безусловного среднего RANS, $r = t$ – для условного среднего турбулентной и $r = n$ – нетурбулентной жидкости. Эмпирические параметры b_t и b_n будем находить из следующих соображений. Привлечём статистическое выражение для полного среднего

$$\langle u \rangle = \gamma \langle u \rangle_t + (1 - \gamma) \langle u \rangle_n \quad (13)$$

и заметим, что в области течения турбулентной жидкости $\gamma = 1$, так что $\langle u \rangle = \langle u \rangle_t$. Причём с точки зрения случайных функций величина полного среднего $\langle u \rangle$ эквивалентна величине безусловного среднего $\langle u \rangle_R$, т.е. $\langle u \rangle = \langle u \rangle_R$.

Подберём теперь параметр b_t в решении (12) для $\langle u \rangle_t$ так, чтобы $\langle u \rangle_t = \langle u \rangle_R$ в области течения со значением $\gamma \cong 1$.

Такую же операцию проделаем для условного среднего нетурбулентной жидкости в области $\gamma \cong 0$ с надлежащим подбором параметра b_n в решении (12) для $\langle u \rangle_n$, где $\langle u \rangle_n = \langle u \rangle_R$.

На рис. 13 *a, b* представлены результаты такой трансформации. Расчёты выполнены в переменных [15]:

$$u_r = \langle u \rangle_r / \langle u \rangle_{r_{\max}},$$

$$\xi = y/l_0 \text{ (рис. 13, a) и [16]:}$$

$$u_{Fdr} = A_F \langle u \rangle_r / \langle u \rangle_{r_{\max}} \cdot d/l_0 \cdot 10^2,$$

$$y/d = l_0/d \cdot \xi,$$

где величина $A_F = 1.18$, $l_0/d = \sqrt{440}$ (рис. 13, *b*).

Полное среднее определялось по формуле (13) при известном распределении значений коэффициента перемежаемости γ , которое подбиралось в виде аппроксимирующей опытные данные [17] кривой.

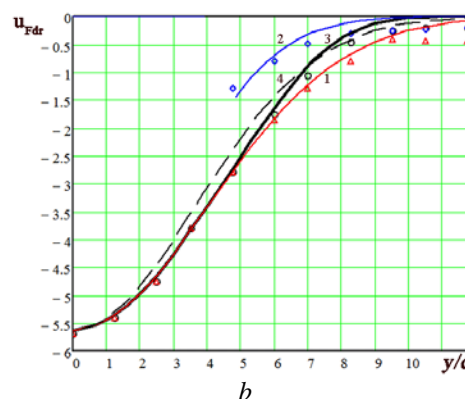
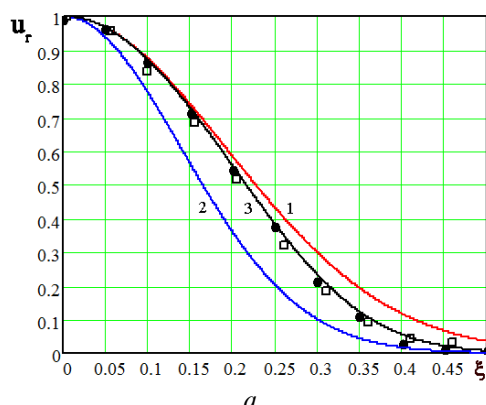


Рис. 13. Условные и полное средние дефекта продольной скорости:

a– 1– u_t , 2– u_n , 3– u – [17], \square – [16];

b– 1– Δ – u_{Fdt} , $b_{Ft} = 0.191$; 2– \blacklozenge – u_{Fdn} , $b_{Fn} = 0.14$; 3– \circ – u_{Fd} ; 4– безусловное среднее RANS

Как видно, результаты тестирования метода *ASMTurb* дают хорошую точность для моделирования турбулентного течения – расчёты условного и полного среднего статистических характеристик практически совпадают с опытными данными. Примечательно при этом, что модель *AS-*

MTurb построена на градиентных гипотезах замыкания самого простого типа и содержит всего два эмпирических параметра, связанных с расширением турбулентной зоны смешения вниз по потоку и с максимальным значением кинетической энергии турбулентности.

Библиографический список

1. Кузнецов В.Р., Сабельников В.А. Турбулентность и горение. М.: Наука, 1986. 288 с.
2. Pope S.B. Turbulent Flows. Cambridge University Press, 2000. 771 p.
3. Нужнов Ю.В. Условное усреднение уравнений Навье-Стокса и новый подход к моделированию перемежающихся турбулентных течений // Механика Жидкости и Газа. 1997. № 4. С. 24-31.
4. Nuzhnov Yu.V. Statistical theory and modeling of energy-containing structure of intermittent turbulent flows // KazNU Bulletin. Mathematics, Mechanics and Computer Science series. 2010. V. 66, no. 3. P. 38-44.
5. Нужнов Ю.В. Метод автономного статистического моделирования турбулентных течений (*ASMTurb*): ИС 0010816 РК; опубли. 21.10.2013; бюл. № 1392.
6. Nuzhnov Yu.V. Method of the «autonomous» modeling of turbulent flows under intermittency conditions. Part 1. Problem formulation // KazNU Bulletin. Mathematics, Mechanics and Computer Science Series. 2009. V. 60, no. 1. P. 87-98.

7. Нужнов Ю.В. К теории турбулентного тепло- и массопереноса с учетом эффектов перемежаемости // Инженерно-Физический Журнал. 2011. Т. 84, № 1. С. 150-159.

8. Нужнов Ю.В. Моделирование турбулентного горения на основе условных *PDF* консервативного скаляра // Вестник КазНУ. Серия: математика, механика, информатика. 2005. Т. 46, № 3. С.119-130.

9. Burke S.P., Schumann T.E.W. Diffusion flames // Industrial & Engineering Chemistry. 1928. V. 20, no. 10. P. 988-1006.

10. Becker H., Hottel H., Williams G. The nozzle-fluid concentration field of the round turbulent free jet // Journal of Fluid Mechanics. 1967. V. 30, no. 2. P. 285-303. doi.org/10.1017/s0022112067001430

11. Birch A.D., Brown D.R., Dodson M.G., Tomson G.R. The turbulent concentration field of a methane jet // Journal of Fluid Mechanics. 1978. V. 88, no. 3. P. 431-450. doi.org/10.1017/s0022112078002190

12. Ebrahimi I., Gunter R., Haberda F. Wahrscheinlichkeitsdichteverteilungen der Konzentration in isothermen Luft-Freistrahlen // Forschung im Ingenieurwesen. 1977. V. 43, no. 2. P. 47-52.

doi.org/10.1007/bf02574541

13. Nuzhnov Yu.V. Some results of statistical modeling of the small-scale turbulence structure revealed with consideration of intermittency // Conference Paper «Fluids Engineering Systems and Technologies». V. 7A. San Diego, 2013. 7 p. Code 105847. doi: 10.1115/IMECE2013-62645

14. Spenser B.W., Jones B.G. Statistical investigation of pressure and velocity fields in the turbulence two-stream mixing layer // Conference Paper in 4th Fluid and Plasma Dynamics Conference. 1971. P. 613. doi.org/10.2514/6.1971-613

15. Tennekes H., Lumley J.L. A First Course in Turbulence. MIT Press, 1972. 300 p.

16. Fabris G. Conditional sampling study of the turbulent wake of a cylinder // Journal of Fluid Mechanics. 1979. V. 94, no. 4. P. 673-709.

doi.org/10.1017/s0022112079001245

17. Townsend A.A. The Fully Developed Wake of a Circular Cylinder // Australian Journal of Chemistry. 1949. V. 2, Iss. 4. P. 451-468.

doi.org/10.1071/ch9490451

Информация об авторе

Нужнов Юрий Васильевич, доктор физико-математических наук, профессор кафедры механики, Казахский национальный университет имени аль-Фараби; ведущий лабораторией «Моделирование

процессов горения», Институт проблем горения. E-mail: nuzhnov@mail.ru. Область научных интересов: статистическое моделирование турбулентности, турбулентного теплопереноса и горения.

ASMTurbC METHOD OF AUTONOMOUS STATISTICAL MODELING OF DIFFUSION TURBULENT COMBUSTION AND THE RESULTS OF ITS TESTING

© 2015 Yu. V. Nuzhnov

Institute of Combustion Problems, Kazakhstan, Almaty City

A new principle of constructing mathematical models for the processes of diffusion turbulent combustion is formulated and a method of autonomous statistical modeling of hydrodynamic characteristics of such processes (*ASMTurbC* method) is proposed. Consideration of the intermittence effects of dynamic and scalar fields combined with the known method of «reduced concentration of fuel» is the distinctive feature of the method. The fundamental distinction of the *ASMTurbC* method is the possibility of constructing mathematical models for

calculating statistical characteristics (one-point ordinary and central moments) of dynamic and scalar fields of the flow only of turbulent fluid of the turbulent flow. The models constructed by the *ASMTurbC* method make it possible to find the conditional statistical characteristics of the inhomogeneous field of reduced fuel concentration (with the fuel used as a passive admixture) and, as a result, to obtain concentrations of the major chemical reagents of fuel and oxidizer. The method is tested using the construction of a mathematical model of a turbulent flame of a submerged axisymmetric fuel jet (propane). The results of testing are presented in the form of calculations of the main statistical characteristics of dynamic and scalar fields of the flame. It is shown that the results of calculations are in good agreement with the known experimental data and that the calculations are not time-consuming.

Statistical modeling, diffusion turbulent combustion, ASMTurbC method, intermittency, mathematical model, turbulent and nonturbulent fluid.

References

1. Kuznetsov V.R., Sabel'nikov V.A. *Turbulentnost' i gorenie* [Turbulence and Combustion]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 288 p.
2. Pope S.B. *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, 2000. 771 p.
3. Nuzhnov Yu.V. Conditional Averaging of Navier-Stokes Equations and a New Approach to Modeling Intermittent Turbulent Flows. *Journal of Fluid Dynamics*. 1997. V. 32, Iss. 4. P. 489-494.
4. Nuzhnov Yu.V. Statistical theory and modeling of energy-containing structure of intermittent turbulent flows. *KazNU Bulletin. Mathematics, Mechanics and Computer Science series*. 2010. V. 66, no. 3. P. 38-44.
5. Nuzhnov Yu.V. *Metod avtonomnogo statisticheskogo modelirovaniya turbulentnih techeniy (ASMTurb)* [Method of autonomous statistical modeling of turbulent flows (ASMTurb)]: IP RK, no. 0010816, 2013. (Publ. 21.10.2013, bul. no. 1392)
6. Nuzhnov Yu.V. Method of the «autonomous» modeling of turbulent flows under intermittency conditions. Part 1. Problem formulation. *KazNU Bulletin. Mathematics, Mechanics and Computer Science Series*. 2009.V. 60, no. 1, P. 87-98.
7. Nuzhnov Yu.V. On the theory of turbulent heat and mass transfer with allowance for intermittence effects. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2011. V. 84, no. 1. P. 160-170. doi: 10.1007/s10891-011-0460-5
8. Nuzhnov Yu.V. Modelirovanie turbulentnogo gorenija na osnove uslovnykh PDF konservativnogo scalyara. *KazNU Bulletin. Mathematics, Mechanics and Computer Science series*. 2005. V. 46, no. 3. P. 119-130. (In Russ.)
9. Burke S.P., Schumann T.E.W. Diffusion flames. *Industrial & Engineering Chemistry*. 1928. V. 20, no. 10. P. 988-1006.
10. Becker H., Hottel H., Williams G. The nozzle-fluid concentration field of the round turbulent free jet. *Journal of Fluid Mechanics*. 1967. V.30, no. 2. P. 285-303. doi.org/10.1017/s0022112067001430
11. Birch A.D., Brown D.R, Dodson M.G., Tomson G.R. The turbulent concentration field of a methane jet. *Journal of Fluid Mechanics*, 1978. V. 88, no. 3. P. 431-450. doi.org/10.1017/s0022112078002190
12. Ebrahimi I., Gunter R., Haberda F. Wahrscheinlichkeitsdichteverteilungen der Konzentration in isothermen Luft-Freistrahlen. *Forschung im Ingenieurwesen*. 1977. V. 43, no. 2. P. 47-52. doi.org/10.1007/bf02574541
13. Nuzhnov Yu.V. Some results of statistical modeling of the small-scale turbulence structure revealed with consideration of intermittency. *Conference Paper «Fluids Engineering Systems and Technologies»*. V. 7A. San Diego, 2013. 7 p. Code 105847. doi: 10.1115/IMECE2013-62645
14. Spenser B.W., Jones B.G. Statistical investigation of pressure and velocity fields in the turbulence two-stream mixing layer. *Conference Paper in 4th Fluid and Plasma Dynamics Conference*. 1971. P. 613. doi.org/10.2514/6.1971-613

15. Tennekes H., Lumley J.L. A First Course in Turbulence. MIT Press, 1972. 300 p.

16. Fabris G. Conditional sampling study of the turbulent wake of a cylinder. *Journal of Fluid Mechanics*. 1979. V. 94, no. 4. P. 673-709.
doi.org/10.1017/s0022112079001245

17. Townsend A.A. The Fully Developed Wake of a Circular Cylinder. *Australian Journal of Scientific Research*. 1949. V. 2, Iss. 4. P. 451-468.
doi.org/10.1071/ch9490451

About the author

Nuzhnov Yuriy Vasilevich, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor of the Department of Mechanics, Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Republic of Kazakhstan; Chief of the labora-

tory «Modeling of Combustion Processes», Institute of Combustion Problems. E-mail: nuzhnov@mail.ru. Area of Research: statistical modeling of turbulence, turbulent heat and mass transfer and combustion.

УДК 533.17:621.431.75

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ПОТОКОМ В СТАЦИОНАРНОЙ И НЕСТАЦИОНАРНОЙ ПОСТАНОВКАХ

© 2015 Ш. А. Пиралишвили, О. А. Соколова

Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П.А. Соловьёва

Представлены результаты численного моделирования термодинамики закрученного потока при течении в камере энергоразделения вихревых устройств в стационарной и нестационарной постановках. Результаты расчётов подтвердили наличие прецессионного движения приосевого вихревого жгута, пульсаций скорости, давления и температуры. Их обработка с позиции термодинамики позволила в P, v -диаграмме построить реализуемый крупномасштабными вихревыми структурами обратный цикл, осуществляющий основной энергоперенос от периферийных слоёв к приосевым. Выявлено подмешивание подогретых масс газа к охлаждённому потоку у торцевой поверхности диафрагмы за счёт формирующегося уголкового вихря. Предложено сопловой ввод сделать наклонным в виде скоса, выполненного по лемнискату Бернулли, что привело к улучшению характеристик энергоразделения на 1,5-2,0 %. Численное моделирование течения в вихревом энергоразделителе и исследование нестационарных явлений, имеющих место в ВТДП, показали, что источником крупномасштабных периодических колебаний в вихревой трубе является прецессия вихревого ядра. Различные области потока: зона рециркуляции, вихревое ядро, свободная струя на выходе из щелевого диффузора – являются единичными компонентами одной колебательной системы.

Вихревая труба с дополнительным потоком, энергоразделение, прецессия, приосевой и периферийный вихри.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-151-158

Введение

Вихревой эффект – разделение подводящего через закручивающее устройство сжатого газа на приосевой (с энтальпией меньше, чем у исходного потока) и периферийный (с энтальпией больше) – представляет собой сложный газодинамический процесс. Экспериментальное исследование структуры течения сопряжено с большими трудностями, связанными с нарушением течения из-за установки датчиков; снижением точности измерения, вызванным большими радиальными градиентами и малыми размерами исследуемых моделей. Для возможности визуализации картины течения и оценки термодинамических параметров в последнее время стали широко использоваться численные методы исследования, позволяющие моделировать достаточно сложные процессы стационарного и нестационарного течений.

Наиболее эффективной конструкцией вихревых энергоразделителей по холодопроизводительности и величине адиабатного КПД является вихревая труба с дополнительным потоком (ВТДП) [1]. Количество публикаций и материалов по исследованию ВТДП ограничено. Результаты экспериментов, поставленных на ВТДП, представлены в монографиях [1-3]. Публикации по численному моделированию рабочего процесса ВТДП отсутствуют, поэтому представляет интерес численное исследование макро- и микроструктуры потока в ВТДП с определением интегральных характеристик и возможности улучшения показателей эффективности работы устройства.

Постановка задачи исследования

Численное моделирование и расчёт характеристик течения, а также полей

термогазодинамических параметров в объёме камеры энергоразделения вихревых труб выполнены в коммерческом пакете ANSYS CFX. Математическая модель предполагает, что течение описывается системой трёхмерных уравнений Навье-Стокса, уравнениями энергии и состояния. Турбулентная вязкость определялась SST-моделью (совмещённая k- ω и k- ϵ модели). С использованием программного пакета UniGraphics построены трёхмерные модели вихревых энергоразделителей, на базе которых осуществлялась генерация сетки с помощью универсального сеткопостроителя ICEM CFD. Количество ячеек – 1,5 – 2 млн. Сетки неструктурированные, тетрагональные, максимальный размер ячеек 0,9 мм, со сгущением в области пограничного слоя. Толщина первого призматического слоя (размер первой ячейки от стенки в пограничном слое) – 10^{-5} мм. Генерация сетки выполнена в декартовых координатах.

Для возможности сопоставления результатов расчёта с ранее проведёнными исследованиями [1] выбраны геометрические параметры модели. Вихревая труба с дополнительным потоком диаметром проточной части трубы $d_1 = 30$ мм, относительными длиной камеры энергоразделения $\bar{l} = 3, 6, 9$ калибров, радиусом отверстия диафрагмы, равным радиусу трубки ввода дополнительного потока $\bar{r}_d = \bar{r}_{доп} = 0,7$, площадью соплового ввода $\bar{f}_c = 0,05$, глубиной проникновения трубки дополнительного потока в камеру энергоразделения $\bar{l}_{доп} = 0,33$, углом конусности камеры энергоразделения $\alpha = 3,5^\circ$, углом конусности отверстия диафрагмы $\gamma = 15^\circ$.

Постановка задачи завершается заданием краевых и начальных условий в виде условий адиабатности и прилипания. На входе в вихревой энергоразделитель известными считались: полное давление $p_1^* = 0,4$ МПа и температура $T_1^* = 298$ К, на выходе задавалось статическое давле-

ние $p_0 = 0,1$ МПа. Для выбора режима работы ВТДП изменялся расход дополнительного потока: $G_{доп} = 0,3 - 0,75$ г/с. Шаг по времени составлял $\Delta t = 5 \cdot 10^{-3}$ с при стационарном расчёте. При нестационарной постановке задачи задавалось полное время $t = 0,3$ с, шаг по времени устанавливался $\Delta t = 1 \cdot 10^{-4}$ с. Сходимость задачи по массе для вариантов расчёта: $10^{-6} - 10^{-7}$ кг, сходимость по энергии – 0,001 %.

Анализ результатов. Прецессия вихревого приосевого жгута

По результатам численных расчётов адиабатный КПД в среднем на 10 % ниже экспериментального. Его максимальное значение наблюдалось на короткой по длине трёхкалибровой трубе при относительной доле охлаждённого потока $1,1 > \mu > 1,2$ (рис. 1). Отмеченное снижение эффекта энергоразделения предположительно можно объяснить упрощённой формой сетки для области течения в щелевом диффузоре.

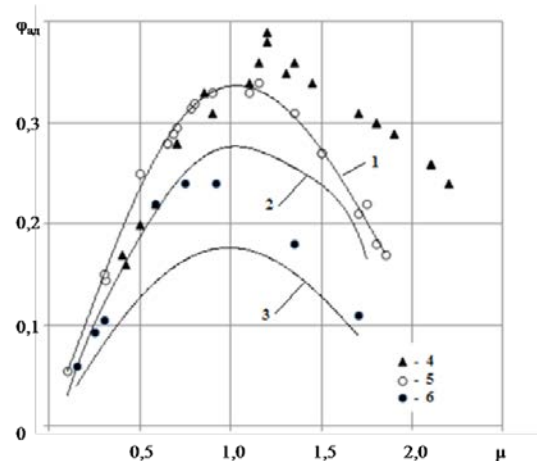


Рис. 1. Верификация результатов численного моделирования с данными экспериментального исследования [1].
Адиабатный КПД

$$d_1 = 30 \text{ мм}; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{доп} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1.$$

2, 3 – численный расчёт для труб длиной 3, 6, 9 калибров;

4, 5, 6 – экспериментальные данные для труб длиной 3, 6, 9 калибров [1]

Визуализация картины течения подтверждает наличие в камере энергоразделения прецессирующего приосевого вихревого жгута и периодически расположенных по периферии вдоль оси крупномасштабных вихревых структур – тороидальных вихрей (рис. 2).

Можно предположить, что перенос массы этими вихрями при наличии радиального градиента давления является основной температурного разделения. В камере энергоразделения можно отметить нестационарное взаимодействие масс газа. Прецессионное движение спиралеобразного типа приосевого вихря в ВТДП вдоль камеры энергоразделения неодинаково. Наиболее выраженная прецессия наблюдается в области $1,1 < \bar{x} < 1,2$ для трёхкалибровой трубы; $1,3 < \bar{x} < 1,5$ – для шестикалибровой и $1,9 < \bar{x} < 2,2$ – в камере энергоразделения девятикалибровой трубы. В отмеченных областях амплитуда смещения центра приосевого вихря достигает $\bar{r} = r/r_1 = 0,55$ (рис. 3).

Прецессионное движение приосевого вихря порождает образование на периферии крупномасштабной вихревой структуры тороидальной формы. Циркуляция масс сжимаемой среды в этих структурах в присутствии радиального градиента давления реализует обратный цикл, в результате которого приосевые массы охлаждаются, а периферийные подгреваются. Это подтверждает природу энергоразделения, определённую в [4, 5] и подтверждает физические основы гипотезы взаимодействия вихрей. На реализацию цикла затрачивается кинетическая энергия крупномасштабной турбулентности.

Амплитуды колебаний скорости и статического давления возрастают с увеличением радиуса (рис. 4). В процессе перемещения вдоль камеры энергоразделения некоторое затухание можно отметить в области ввода дополнительного потока (рис. 5).

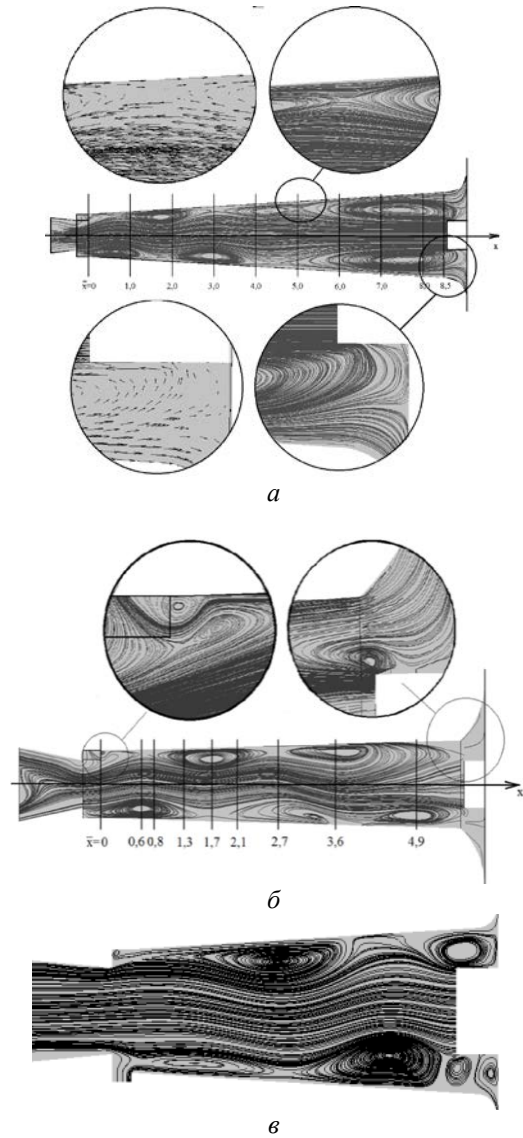


Рис. 2. Изолинии скорости в продольном сечении камеры энергоразделения ВТДП:

$$a - \bar{l} = 9; \quad б - \bar{l} = 6; \quad в - \bar{l} = 3;$$

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \quad p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; \quad T_1^* = 298 \text{ К};$$

$$\bar{f}_c = 0,05; \quad \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \quad \bar{\delta}_d = 0,01; \quad \mu = 1,1$$



Рис. 3. Прецессия вихревого жгута в ВТДП. Изолинии скорости в поперечном сечении камеры энергоразделения при

$$\bar{x} = 1,0.$$

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \quad \bar{l} = 3; \quad p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; \quad T_1^* = 298 \text{ К};$$

$$\bar{f}_c = 0,05; \quad \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \quad \bar{\delta}_d = 0,01; \quad \mu = 1,1$$

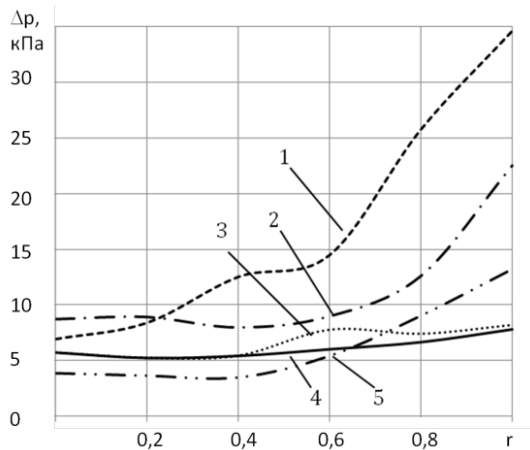


Рис. 4. Изменение амплитуды колебаний статического давления в камере энергоразделения ВТДП по радиусу:

- 1 – $\bar{x} = 1,0$; 2 – $\bar{x} = 3,0$; 3 – $\bar{x} = 5,0$;
- 4 – $\bar{x} = 7,0$; 5 – $\bar{x} = 9,0$;

$d_1 = 30 \text{ мм}$; $\bar{l} = 9$; $p_1^* = 0,4 \text{ МПа}$; $T_1^* = 298 \text{ К}$;
 $\bar{f}_c = 0,05$; $\bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7$; $\bar{\delta}_d = 0,01$; $\mu = 1,1$

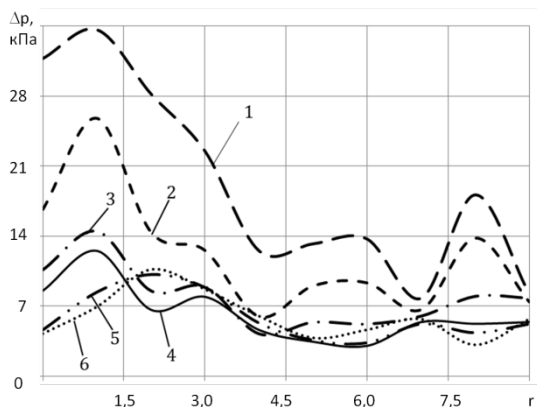


Рис. 5. Изменение амплитуды колебаний полного давления в камере энергоразделения ВТДП по оси трубы:

- 1 – $\bar{r} = 1,0$; 2 – $\bar{r} = 0,8$; 3 – $\bar{r} = 0,6$;
- 4 – $\bar{r} = 0,4$; 5 – $\bar{r} = 0,2$;

$d_1 = 30 \text{ мм}$; $\bar{l} = 9$; $p_1^* = 0,4 \text{ МПа}$; $T_1^* = 298 \text{ К}$;
 $\bar{f}_c = 0,05$; $\bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7$; $\bar{\delta}_d = 0,01$; $\mu = 1,1$

Анализ поля скоростей

Исследование компонентов скорости показало, что охлаждённый поток, в основном сформировавшийся из масс газа, подведённых в виде дополнительного потока, имеет относительно высокую осе-

вую скорость 60 – 70 м/с. При $1,5 < \bar{x} < 4,0$ осевая составляющая скорости имеет минимальные значения, а в области соплового ввода ($0 < \bar{x} < 1,5$) снова возрастает вследствие возникающего в приосевой области разряжения (рис. 6).

Окружной компонент скорости в сопловом сечении заметно превосходит осевую. По мере передвижения к дроссели затухание вращательного движения становится существенным, что приводит к росту шага винтовых линий тока (рис. 7).

Радиальный компонент скорости имеет сравнительно малые значения (5 – 20 м/с). Увеличение радиальной скорости наблюдается в области формирования крупномасштабных вихревых структур, оно происходит за счёт перемещения масс газа из приосевого вихря в периферийный и в обратном направлении (рис. 8).

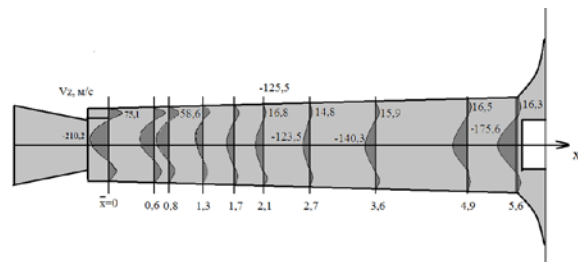


Рис. 6. Эюра осевой скорости вдоль камеры энергоразделения ВТДП:

$d_1 = 30 \text{ мм}$; $\bar{l} = 6$; $p_1^* = 0,4 \text{ МПа}$; $T_1^* = 298 \text{ К}$;
 $\bar{f}_c = 0,05$; $\bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7$; $\bar{\delta}_d = 0,01$; $\mu = 1,1$

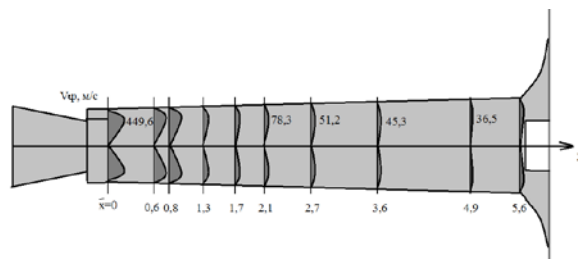


Рис. 7. Эюра окружной скорости вдоль камеры энергоразделения:

$d_1 = 30 \text{ мм}$; $\bar{l} = 6$; $p_1^* = 0,4 \text{ МПа}$; $T_1^* = 298 \text{ К}$;
 $\bar{f}_c = 0,05$; $\bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7$; $\bar{\delta}_d = 0,01$; $\mu = 1,1$

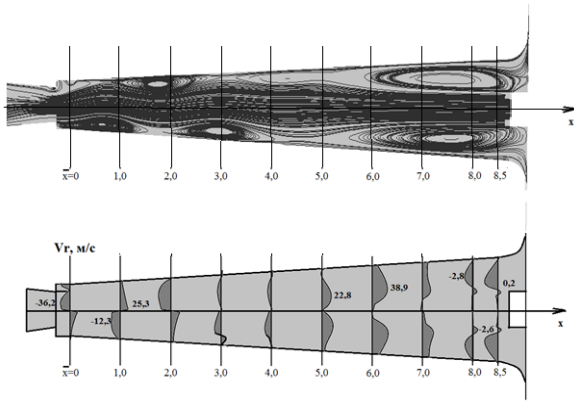


Рис. 8. Изолинии и эпюра радиальной скорости вдоль камеры энергоразделения ВТДП:

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 9; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К};$$

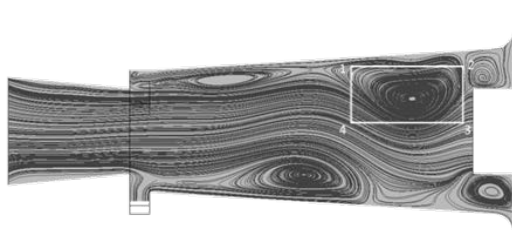
$$\bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

Обратный холодильный цикл, осуществляемый в камере энергоразделения

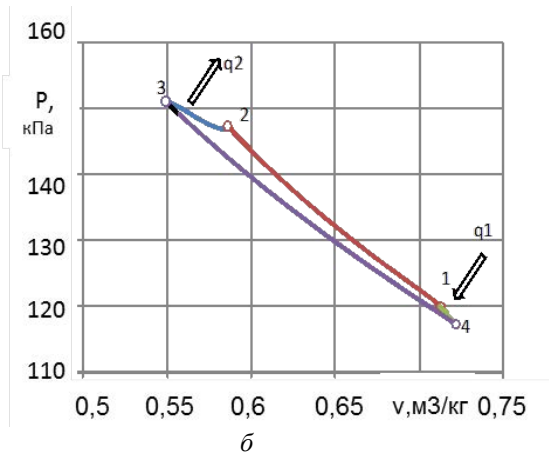
Компьютерная визуализация структуры течения в вихревых трубах позволяет с достаточной степенью точности представить процессы, протекающие в камере энергоразделения, и показать графически реализуемые обратные циклы, обеспечи-

вающие перенос энергии в форме тепла от приосевого вихря к периферийному, что приводит к наблюдаемой температурной стратификации (рис. 9). Как видно из рисунка, крупномасштабная вихревая структура зарождается в сечении, приближенном к сопловому вводу, и разрушается непосредственно в области размещения дросселя в виде щелевого диффузора (рис. 9, а). С использованием вычисленных значений параметров воздуха построен реализуемый холодильный цикл (рис. 9, б).

Интенсивность энергопереноса вдоль оси камеры энергоразделения ВТДП неодинакова. Визуализация картины течения в продольном сечении показывает неравномерность масштаба вихревой структуры в различных областях камеры. Величину отданной и принятой энергии в форме тепла можно оценить путём интегрирования по длине периферийного вихревого жгута, охватывающего приосевую поток, который формируется в основном из дополнительно подводимых масс газа.



а



б

Рис. 9. Изолинии скорости в вихревой трубе (а); P,v-диаграмма холодильного цикла, реализуемого в торцевом сечении вторичных вихревых структур (б):

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 3; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

Влияние конструкции диафрагмы на процесс энергоразделения

Важное значение в формировании структуры течения имеет геометрия входного сопла. При сравнении расчётных и

экспериментально полученных результатов в подавляющем большинстве публикаций по вихревому эффекту отмечается их некоторое несоответствие, отражающее несколько более низкую эффектив-

ность энергоразделения, достигаемую в опытах. Объяснение этого факта практически всегда относилось к причинно-следственной связи, обусловленной стеканием пограничного слоя вдоль торцевой плоскости диафрагмы от соплового сечения к центральному отверстию и повышением температуры охлаждённых масс, покидающих трубу. Практически все попытки теоретического прогнозирования этого подмешивания оказались недостаточно состоятельными.

Тем не менее, причиной всё же является подмешивание масс газа, имеющих более высокую температуру, которое происходит в процессе прецессионного движения приосевого вихревого жгута, и за счёт формирования на выходе из соплового ввода в сечении диафрагмы циркуляционного вихря, подмешивающего воздух с более высокой температурой на входе в охлаждённый поток (рис.10). Визуализация структуры течения в этой области подтверждает отмеченное. Периодическое отклонение приосевого вихря от геометрической оси непосредственно у отверстия диафрагмы является причиной образования открытых для подмешивания основного потока областей. Толщина приосевого вихря и радиус отверстия диафрагмы являются определяющими факторами.

Наиболее часто для закрутки потока применяются закручивающие устройства с тангенциальным подводом газа в вихревую трубу. При использовании данной геометрии соплового ввода наблюдается стекание основного потока по стенке диафрагмы, вследствие чего к охлаждённым массам подмешивается воздух, не участвующий в процессе энергоразделения (2-5% от поступающего через сопловый ввод воздуха), что неблагоприятно сказывается на эффективности работы вихревой трубы, поскольку среднemasсовая температура охлаждённого потока при этом повышается.

Одним из конструктивных решений, позволяющих уменьшать влияние подмешивания, является изменение плоского

соплового ввода на скруглённый по лемнискате Бернулли.

Такое исполнение позволяет уменьшать среднemasсовую температуру охлаждённого потока и соответственно повышать холодопроизводительность в среднем на 1,5–2,0% в зависимости от режимных параметров работы вихревой трубы (рис. 11, 12).

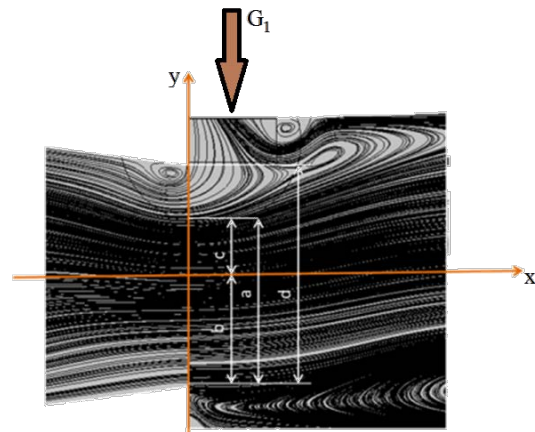


Рис. 10. Эффект подмешивания основного потока в отверстие диафрагмы: а – толщина приосевого вихря; б, с – положение приосевого вихря относительно геометрической оси; d – диаметр отверстия диафрагмы;

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 9; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К};$$

$$\bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

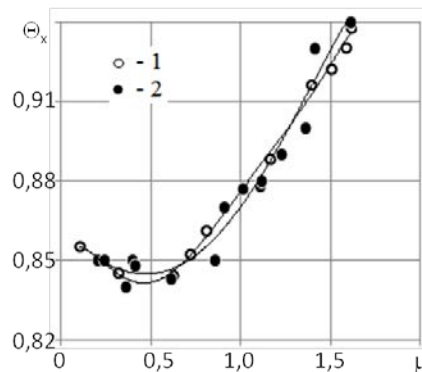


Рис. 11. Зависимость относительного эффекта охлаждения от доли охлаждённого потока.

Верификация результатов численного моделирования с экспериментальными данными [1]:

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 9; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К};$$

$$\bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1;$$

1 – эксперимент с прямой стенкой диафрагмы [1]; 2 – численный расчёт с прямой стенкой диафрагмы

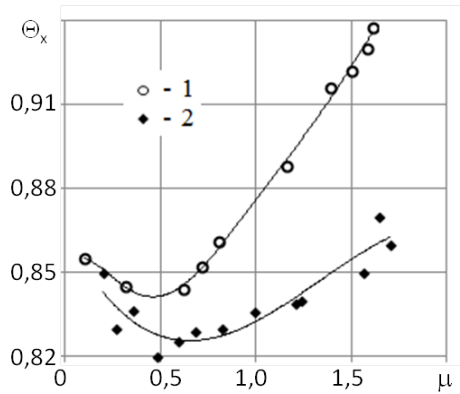


Рис. 12. Зависимость относительного эффекта охлаждения от доли охлажденного потока:

$d_1 = 30$ мм; $\bar{l} = 9$; $p_1^* = 0,4$ МПа; $T_1^* = 298$ К;
 $\bar{f}_c = 0,05$; $\bar{r}_d = r_{\text{доп}} = 0,7$; $\bar{\delta}_d = 0,01$; $\mu = 1,1$;
 1 – эксперимент с прямой стенкой диафрагмы [1]; 2 – численный расчёт со скруглением стенки диафрагмы

Заключение

Полученные результаты могут быть использованы для уточнения физической модели и методики расчёта характеристик противоточных вихревых труб и вихревых труб с дополнительным потоком. Предложена конструкция диафрагмы, обеспечивающая повышение эффекта охлаждения вихревых труб, и удалось обеспечить повышение холодопроизводительности на 1,5 – 2,0 %. Численное моделирование течения в вихревом энергоразделителе и исследование нестационарных явлений, имеющих место в ВТДП, показали, что источником крупномасштабных периодических колебаний в вихревой трубе является прецессия вихревого ядра. Различные области потока – зона рециркуляции, вихревое ядро, свободная струя на выходе из щелевого диффузора – являются единичными компонентами одной колебательной системы.

Библиографический список

1. Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование. М.: Научтехлитиздат, 2013. 342 с.
2. Пиралишвили Ш.А., Барановский Б.В. Анализ влияния турбулентных характеристик течения в вихревых трубах на геометрию трубы и термодинамику процесса энергоразделения. Рыбинск: РАТИ, 1991. 41 с.
3. Суслов А.Д., Иванов С.В., Мурашкин А.В., Чижиков Ю.В. Вихревые аппараты. М.: Машиностроение, 1985. 256 с.
4. Хинце И.О. Турбулентность. М.: ГИФМЛ, 1963. 676 с.
5. Меркулов А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. М.: Машиностроение, 1969. 176 с.

Информация об авторах

Пиралишвили Шота Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Общая и техническая физика», Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: piral@list.ru. Область научных интересов: аэрокосмическая теплофизика, энергетика, гидрогазодинамика и теплообмен

в ограниченных потоках, вихревой эффект.

Соколова Ольга Александровна, студент, Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: olyaanya91@mail.ru. Область научных интересов: вихревой эффект.

NUMERICAL STUDY OF THE CHARACTERISTICS OF A DOUBLE-CIRCUIT VORTEX TUBE IN A STATIONARY AND A NONSTATIONARY SETTINGS

© 2015 Sh. A. Piralishvili, O. A. Sokolova

Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation

The results of numerical modeling of thermodynamics of a swirled flow in an energy separation chamber of vortex devices in stationary and non-stationary settings are presented in the paper. The results of investigation confirmed the presence of precession motion of the paraxial vortex core, velocity, pressure and temperature pulsations in the energy separation chamber. The processing of these made it possible to design a reverse cycle produced by large-scale vortex structures in a p , v -diagram. The cycle is responsible for the major portion of energy transfer from the periphery to the near-axial layers. It was found that the heated masses of gas are added to the cooled flow near the end surface of the diaphragm due to the angle vortex produced. We propose making the nozzle inlet inclined in the form of a slope using the Bernoulli lemniscate, which results in the improvement of energy separation characteristics by 1.5-2.0 per cent. Different areas of the flow such as the recirculation zone, the vortex core, the open jet at the outlet of the slot diffuser are the components of a single vibration system. Numerical simulation of flow in a vortex energy separator and analysis of non-stationary phenomena taking place in a DCVT show that vortex core precession is the source of large-scale periodic vibrations in a vortex tube.

Vortex tube with an additional flow, energy separation, precession, near-axial and peripheral vortices.

References

1. Piralishvili Sh. A. *Vikhrevoy effekt. Fizicheskoe yavlenie, eksperiment, teoreticheskoe modelirovanie* [Vortex effect. Physical phenomenon, experiment, the theoretical modeling]. Moscow: Nauchtehlitizdath Publ., 2013. 342 p.
2. Piralishvili Sh. A., Baranowski B.V. *Analiz vliyaniya turbulentnykh kharakteristik techeniya v vikhrevykh trubakh na geometriyu trub i termodinamiku protsessa energorazdeleniya* [Analysis of the effect of turbulent flow characteristics in vortex tubes]. Rybinsk: RATI, 1991. 41 p.
3. Suslov A.D., Ivanov S.V., Murashkin A.V., Chizhikov Yu.V. *Vikhrevye apparaty* [Vortex devices]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1985. 256 p.
4. Hinze I.O. *Turbulentnost'* [Turbulence]. Moscow: GIFML Publ., 1963. 676 p.
5. Merkulov A.P. *Vikhrevoy effekt i ego primeneniye v tekhnike* [Vortex effect and its application in engineering]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 176 p.

About the authors

Piralishvili Shota Alexandrovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of General and Applied Physics, Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: piral@list.ru. Area of Research: aerospace thermal physics, power

engineering, fluid dynamics and heat transfer in confined flows, swirling effect.

Sokolova Olga Alexandrovna, undergraduate student, Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation. E-mail: olyaanya91@mail.ru. Area of Research: swirling effect.

УДК 536.24

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В УСТРОЙСТВЕ БЕЗМАШИННОГО ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ

© 2015 С. С. Попович, Ю. А. Виноградов, М. М. Стронгин

Научно-исследовательский институт механики
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова

Представлен анализ механизма интенсификации теплообмена в устройстве безмашинного энерго-разделения потоков (трубе Леонтьева). Основными параметрами, определяющими эффективность устройства, являются коэффициент восстановления температуры и теплоотдача в сверхзвуковом канале. Среди методов интенсификации теплообмена в устройстве энергоразделения рассматривается изменение формы и рельефа обтекаемой поверхности, использование рабочих тел с низким числом Прандтля, организация в сверхзвуковом канале скачков уплотнения малой интенсивности и локальных отрывных зон. Приводятся результаты экспериментального исследования влияния отрывного сверхзвукового течения на коэффициент восстановления температуры и адиабатную температуру стенки. Диапазон исследованных чисел Маха набегающего потока – от 2.0 до 3.5. Критерий Рейнольдса по длине динамического пограничного слоя составлял не менее $6 \cdot 10^6$. Представлены распределения адиабатной температуры стенки и коэффициентов восстановления температуры вдоль пластины для разных чисел Маха. На основе полученных результатов сделан вывод о положительном влиянии локальных отрывных зон в сверхзвуковом канале на эффективность устройства безмашинного энергоразделения потоков. Исследования выполнены на экспериментальной базе научно-исследовательского института механики.

Сверхзвуковой поток; скачок уплотнения; отрывное течение; пограничный слой; коэффициент восстановления температуры; число Маха; адиабатная температура стенки; энергоразделение потоков.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-159-169

Условные обозначения

x – продольная координата; L – длина модели; γ – показатель адиабаты; M – число Маха; Pr – критерий Прандтля; P – давление; T – температура; r – коэффициент восстановления температуры; α – коэффициент теплоотдачи; q – удельный тепловой поток; δ – толщина стенки теплообменного аппарата; λ – коэффициент теплопроводности материала стенки; верхние индексы: * – параметр торможения; нижние индексы: 0 – параметры набегающего потока; 1, 2 – сверхзвуковой и дозвуковой каналы устройства энерго-разделения; st , s – статический параметр; w – стенка; *отрыв* – отрывное течение за ребром; *глад.* – безотрывное обтекание пластины.

Введение

Безмашинное энергоразделение предполагает перераспределение полного теплосодержания (температуры) в потоке газа без совершения им внешней работы или теплообмена с окружающей средой. Газовый поток с температурой T_0^* , пройдя через такое устройство, разделяется на два потока с температурами $T_1^* < T_0^*$ и $T_2^* > T_0^*$. К наиболее распространённым методам безмашинного энергоразделения можно отнести вихревой и резонансный, а устройствами для их осуществления являются вихревые трубы Ранка-Хилша [1] и резонансные трубы Гартмана-Шпренгера [2] соответственно.

На данный момент создано множество разновидностей энергоразделяющих устройств. Отличительной особенностью таких аппаратов является их простота, отсутствие движущихся частей, низкая инерционность, малый вес и надёжность

конструкций [3, 4]. С другой стороны, им присущ и существенный недостаток, ограничивающий их применение в тепловых двигателях и установках, – это высокие потери полного давления на выходе по холодному и горячему потокам.

Академиком Леонтьевым А.И. был предложен новый метод энергоразделения газового потока [5]. Принцип действия нового устройства основан на известном газодинамическом эффекте: температура адиабатной стенки, обтекаемой потоком сжимаемого газа, может существенно отличаться от температуры торможения потока за счёт диссипативных процессов в пограничном слое. В результате взаимодействия дозвукового и сверхзвукового потоков газа через теплопроводную стенку (рис. 1) на выходе из устройства энергоразделения получаем два потока – нагретый сверхзвуковой и охлаждённый дозвуковой (при $Pr < 1$).

Эффективность устройства энергоразделения определяется прежде всего количеством теплоты, передаваемой через разделяющую потоки стенку [6-8]. Тепловой поток, в свою очередь, зависит от теплоотдачи со стороны сверхзвукового и дозвукового потоков, начальной температуры торможения потока и адиабатной температуры стенки, обтекаемой сверхзвуковым потоком:

$$q_w = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_2}} \cdot (T_{aw} - T_0^*) \quad (1)$$

Температура адиабатной стенки (также называемая теплоизолированной) в

практике инженерных и научных расчётов определяется через коэффициент восстановления температуры r :

$$T_{aw} = T_0 \cdot \left(1 + r \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right), \quad (2)$$

где r – коэффициент восстановления температуры:

$$r = \frac{T_{aw} - T_0}{T_0^* - T_0}. \quad (3)$$

Многочисленные экспериментальные исследования, проведённые для воздуха [9], показали, что для развитого турбулентного режима течения в сверхзвуковом потоке на пластине величина r может быть принята равной $r \approx 0,875 \div 0,890$. В то же время в литературе исследуется влияние на коэффициент восстановления температуры таких факторов, как критерии Рейнольдса, Маха и Прандтля [10], вдув/отсос пограничного слоя [11, 12], форма и рельеф обтекаемой поверхности [13]. Результаты исследований различных авторов показывают, что коэффициент восстановления может значительно отличаться от теоретической величины для пластины: $r = \sqrt[3]{Pr}$.

Как следует из (1) и (2), эффективность безмашинного энергоразделения потоков существенным образом зависит от величины коэффициента восстановления температуры. Для повышения количества передаваемого тепла в устройстве необходимо уменьшить коэффициент восстановления, например, путём формирования поверхностей особой формы с пониженной температурой теплоизолированной стенки [14].

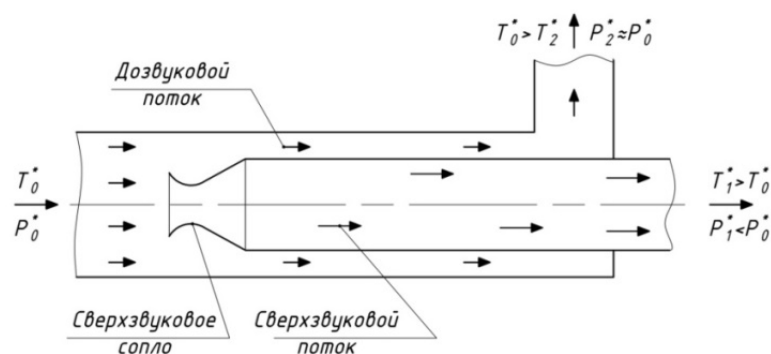


Рис. 1. Принцип действия устройства безмашинного энергоразделения потоков

Теоретические расчёты [10] также показывают перспективность существенного повышения эффективности энергоразделения за счёт использования рабочих тел с низким числом Прандтля. Примерами таких рабочих тел являются смеси лёгких и тяжёлых газов: водород-аргон, гелий-аргон, водород-ксенон, гелий-ксенон.

Другим направлением повышения эффективности энергоразделения является увеличение наименьшего из коэффициентов теплоотдачи (1), в данном случае – со стороны сверхзвукового канала устройства [10, 15]. Любое внесение конструктивных изменений в сверхзвуковой канал с целью интенсификации теплоотдачи сопровождается образованием ударных волн и локальных отрывных зон. Организация течения потока в сверхзвуковом канале, заполненном скачками уплотнения малой интенсивности, может также способствовать увеличению коэффициента теплоотдачи [16, 17]. В области отрыва турбулентного пограничного слоя тепловой поток увеличивается в несколько раз [9]. Отрывом потока от стенки сопровождаются течения в проточных трактах теплообменных устройств, энергетических машин и двигателей. Расчёт параметров теплообмена при отрывных течениях необходим из-за возникновения в области отрыва пиковых тепловых потоков. Этот эффект необходимо подавлять в случае разработки мер тепловой защиты либо можно использовать для локальной интенсификации теплообмена. Отрывные течения также могут дополнительно интенсифицировать теплообмен в устройстве энергоразделения. Однако необходимо также учитывать влияние отрывных течений на изменение коэффициента восстановления температуры, который, наряду с теплоотдачей, в конечном итоге определяет эффективность устройства.

Целью данной работы является экспериментальное исследование влияния отрывных течений на коэффициент восстановления температуры и адиабатную температуру стенки, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха. Задача обу-

словлена исследованием механизма безмашинного энергоразделения потоков.

Методика проведения эксперимента

Экспериментальные исследования проводились на сверхзвуковой аэродинамической установке научно-исследовательского института механики МГУ (рис. 2), обеспечивающей возможность непрерывного изменения числа Маха набегающего потока в диапазоне от 2.0 до 3.5. Давление торможения в ресивере P_0^* составляло до 7 атм, температура торможения менялась в диапазоне $T_0^*=283\div 293\text{K}$. Максимальный расход воздуха через установку составлял до 10 кг/с. Рабочая часть трубы имеет прямоугольное поперечное сечение с размерами 70×90 мм. На боковых стенках рабочего канала для наблюдения картины течения смонтированы иллюминаторы с оптическими защитными стеклами. Визуализация потока осуществлялась оптическим методом с помощью прибора Теплера (ИАБ-451). Верхней стенкой аэродинамической трубы является инфракрасный иллюминатор из ZnSe-материала, прозрачного для инфракрасной области спектра. При помощи тепловизионной камеры (Flir ThermoCAM SC3000) через инфракрасный иллюминатор фиксировалось температурное поле модели. Экспериментальная модель представляет собой пластину из оргстекла, материала с низким коэффициентом теплопроводности: $\lambda = 0.19 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$. Использование такого материала позволило считать пластину теплоизолированной. Модель устанавливалась на нижней стенке рабочей части аэродинамической трубы параллельно основному потоку. Ширина модели соответствовала ширине рабочей части трубы – 70 мм, длина $L=180$ мм. На нижней стенке рабочей части трубы перед моделью устанавливалась преграда – металлическое ребро под углом 90° к потоку. Высота преграды варьировалась от 2 до 8 мм. Толщина пограничного слоя на срезе сопла составляла около 6 мм.

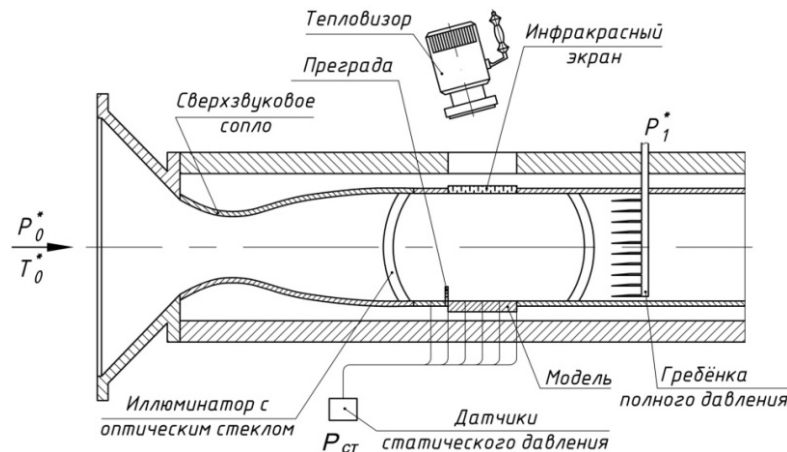


Рис. 2. Схема проведения эксперимента:

T_0^* – полная температура набегающего потока; P_0^* – полное давление в форкамере;
 $P_{ст}$ – статическое давление на стенке

Для измерения распределения статического давления в пластине сделан дренаж по центральной линии, через который производился отбор воздуха к датчикам давления ИКД-27 Да-1500. Параметры торможения потока контролировались в форкамере перед сверхзвуковым соплом: давление торможения – датчиками абсолютного давления ИКД-6 ТДа-7 и Honeywell ML-300PS2PC, температура торможения – двумя независимыми хромель-алюмелевыми термопарами. Программа эксперимента написана в среде LabVIEW.

Параметры в потоке рассчитывались в 11 точках в соответствии с отборами статического давления по длине экспериментальной модели. Коэффициент восстановления температуры на пластине:

$$r = 1 - \frac{T_0^* - T_{ав}}{T_0^*} \cdot \left(\frac{2}{(\gamma - 1) \cdot M^2} + 1 \right), \quad (5)$$

где $T_{ав}$ – адиабатная температура стенки – в рассматриваемом случае равна температуре стенки, поскольку поверхность считаем теплоизолированной.

Локальные числа Маха после скачка уплотнения вычислялись с учётом потерь полного давления. Угол наклона скачка фиксировался по теневым фотографиям с помощью прибора Теплера. Степень черноты поверхности модели составила 0.96

(стенка была предварительно зачернена). Коэффициент пропускания инфракрасного иллюминатора 0.7. Критерий Рейнольдса рассчитывался по длине динамического пограничного слоя (расстоянию от горла сопла) и составлял не менее $6 \cdot 10^6$, что свидетельствует о турбулентном характере течения на всех режимах работы.

Погрешность определения коэффициента восстановления температуры составила около 3%. Это значение определяется точностью нахождения температуры торможения, адиабатной температуры на стенке и числа Маха. Погрешность в определении температуры торможения потока определяется погрешностью хромель-алюмелевой термопары, величина которой составляет $\pm 1^\circ\text{C}$. Погрешность в определении числа Маха потока составила $\pm 0,035$. Погрешность в нахождении температуры поверхности модели определяется точностью тепловизионного оборудования, максимальная относительная погрешность которого составляет 2% от предела измерения.

Результаты экспериментального исследования

Основному исследованию предшествовала серия тестовых экспериментов на пластине без вносимых в поток возмущений. По измеренным параметрам (P_0^* , P_0 , T_0^* , $T_{ав}$) рассчитывались коэффициен-

ты восстановления температуры r . Результаты обработки тестовых испытаний приведены на рис. 3. Экспериментальная величина r для обтекания пластины без внешних возмущений попадает в область значений 0.875-0.890, что соответствует результатам многочисленных экспериментальных исследований различных авторов [18, 19].

После проверки правильности рабо-

ты измерительной системы в канале аэродинамической трубы инициировалось отрывное течение с помощью установки ребра на срезе сопла. Проведена серия экспериментов в диапазоне чисел Маха от 2.0 до 3.5. Потери полного давления и соответствующее снижение локального числа Маха оценивалось по теневой фотографии (рис. 4).

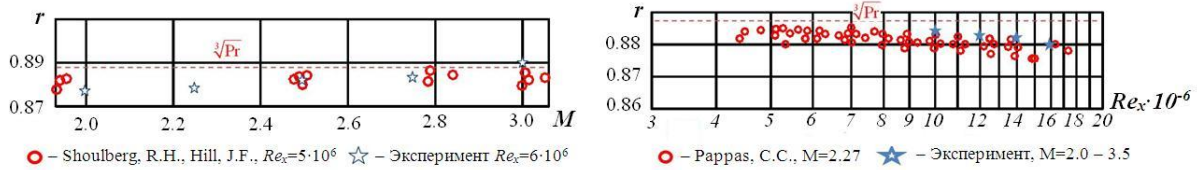


Рис. 3. Сравнение полученного в тестовом эксперименте коэффициента восстановления температуры для пластины с аналитическим решением и результатами различных авторов [18, 19]

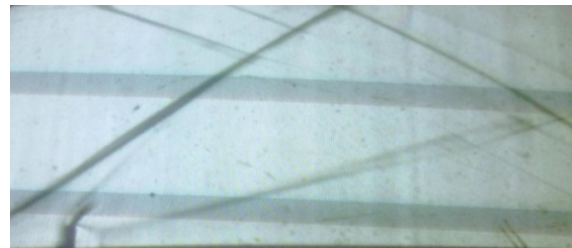


Рис. 4. Теневая картина отрывного течения ($M_0=2.75$) при высотах ребра: слева – 4 мм, справа – 8 мм

На рис. 5–7 рассматриваемый параметр в диапазоне безразмерной координаты $x/L = 0...1$ относится к положению за ребром.

На рис. 5 представлены результаты экспериментального исследования адиабатной температуры стенки в отрывной области за ребром высотой 8 мм при различных числах Маха набегающего потока – от 2.0 до 3.5. Видно, что адиабатная температура стенки менялась в пределах 2% в отрывной области в сравнении с безотрывным обтеканием пластины при одинаковом числе Маха набегающего потока. При меньших числах Маха (от 2.0 до 2.75)

адиабатная температура в отрывной области оказывается ниже, а при больших (от 3.0 до 3.5) – выше, чем при безотрывном обтекании пластины. На рис. 6 представлены соответствующие значения коэффициента восстановления температуры, рассчитанные по значениям адиабатной температуры стенки из рис. 5. Уменьшение коэффициента восстановления при отрывном течении составило до 10% в отрывной области. Этот факт можно объяснить уменьшением скорости потока из-за образующейся системы скачков уплотнения.

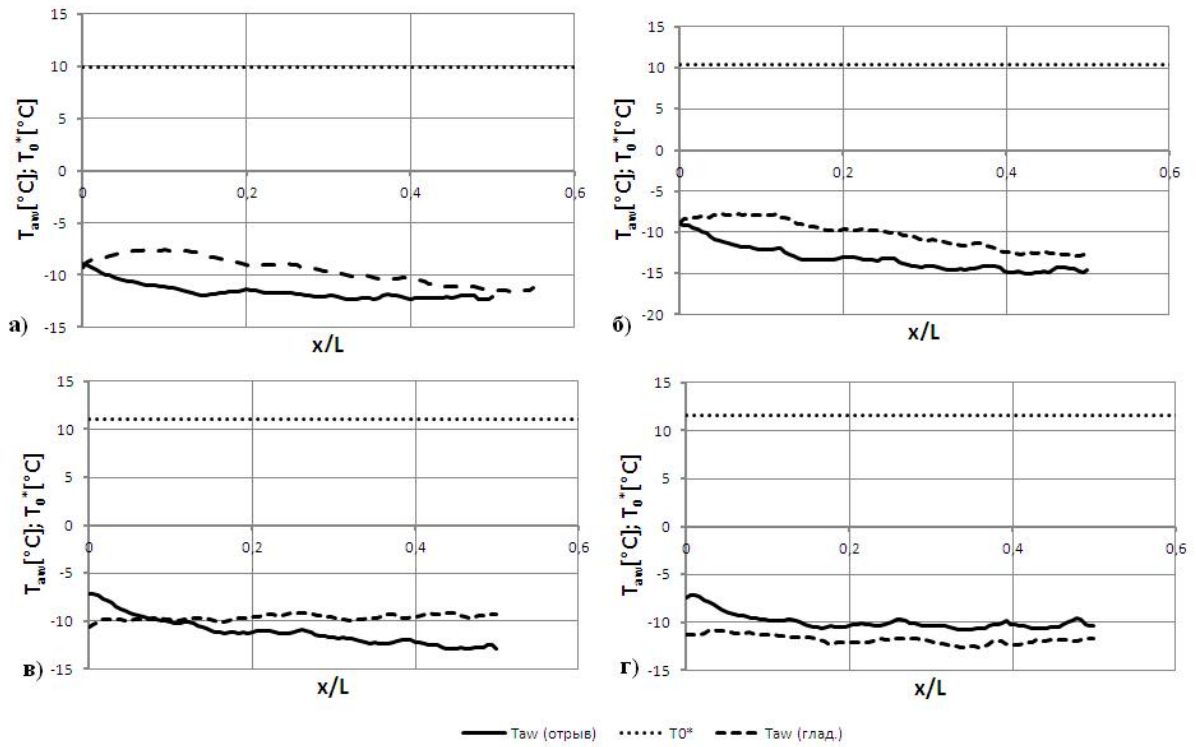


Рис. 5. Изменение адиабатной температуры стенки T_{aw} для разных чисел Маха по длине пластины вдоль безразмерной координаты x/L : а) $M=2.0$; б) $M=2.25$; в) $M=2.75$; г) $M=3.0$

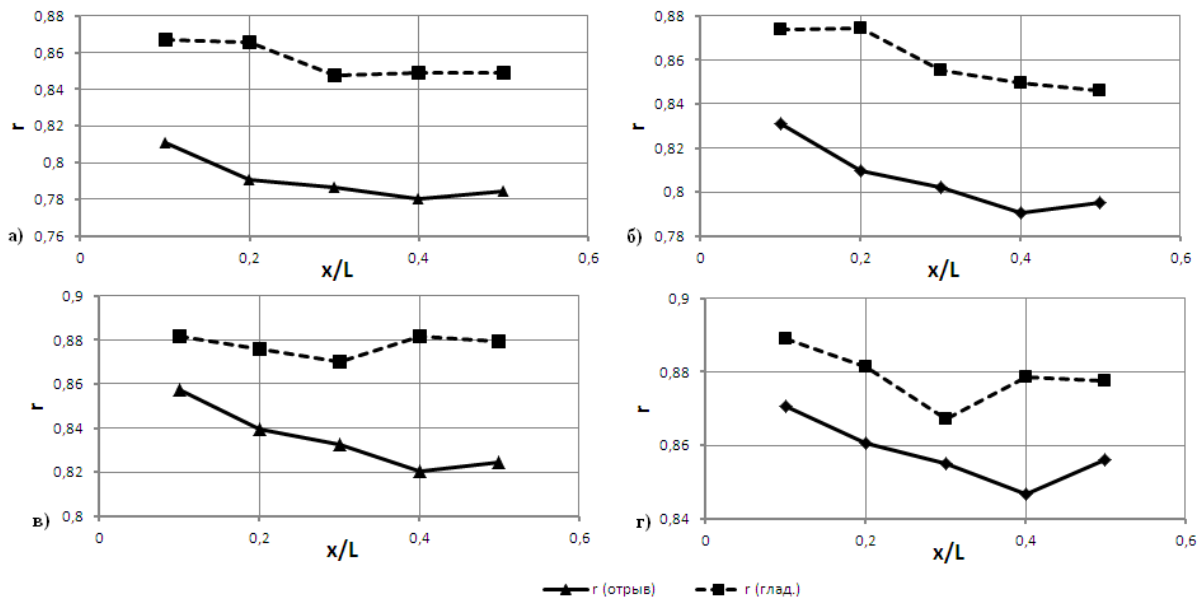


Рис. 6. Изменение коэффициента восстановления температуры γ для разных чисел Маха по длине пластины вдоль безразмерной координаты x/L : а) $M=2.0$; б) $M=2.25$; в) $M=2.75$; г) $M=3.0$

На рис. 7 представлено сравнение режима безотрывного обтекания пластины с параметрами в отрывной области за ребром высотой 8 мм. При этом параметры берутся при одинаковых локальных числах Маха – около 2.1 (рис. 7, в). Такое сравнение показательно, поскольку скорость в отрывной области за преградой падает. Как видно из рис. 7, а уменьшение

адиабатной температуры стенки составляет до 3.5% (абсолютное значение) в отрывной области за ребром в сравнении с безотрывным обтеканием пластины при одинаковом локальном числе Маха в потоке. Коэффициент восстановления температуры в отрывной области также оказывается ниже во всём диапазоне чисел Маха.

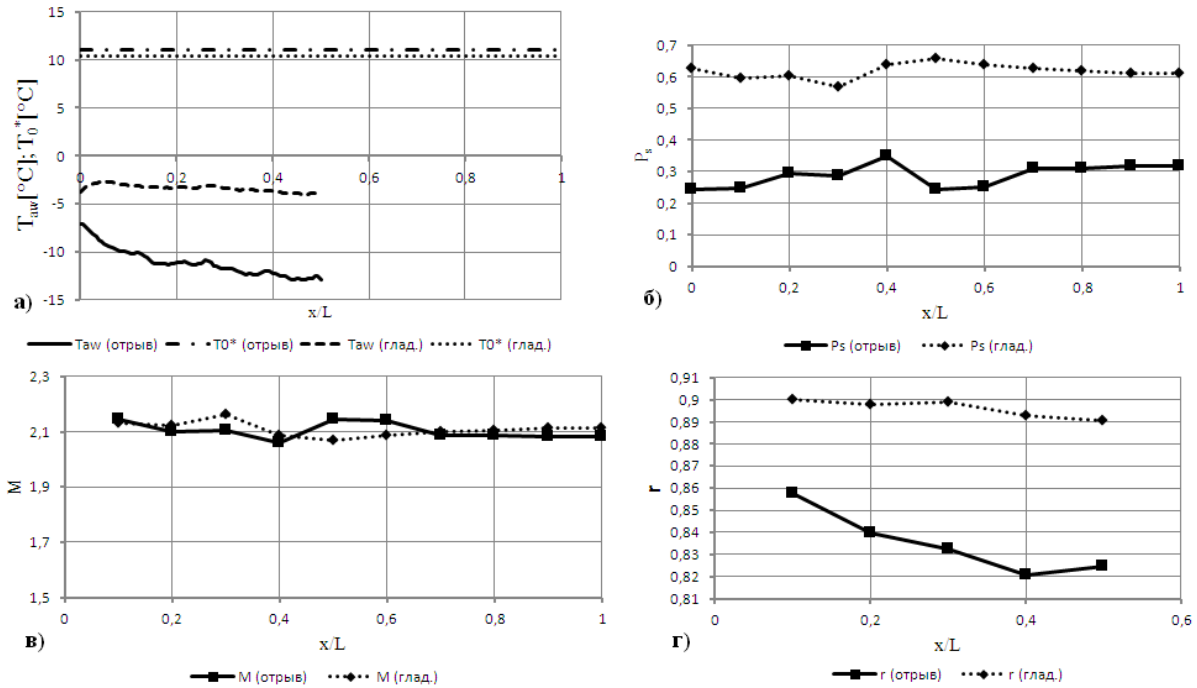


Рис. 7. Изменение различных параметров потока по длине пластины вдоль безразмерной координаты x/L при высоте ребра 8 мм: а) адиабатная температура стенки T_{aw} и температура торможения потока; б) статическое давление на стенке канала; в) число Маха в потоке; г) коэффициент восстановления температуры; “отрыв” – отрывное течение за ребром ($M_0=2.75$), “глад.” – безотрывное обтекание пластины ($M_0=2.1$)

Таким образом, можно заключить, что в сверхзвуковом канале устройства безмашинного энергоразделения температурный напор ($T_{aw} - T_0^*$) в отрывной области увеличивается (рис. 5) при числах Маха, меньших 2.75. Коэффициент восстановления, рассчитанный по локальным параметрам потока, при этом оказывается меньше в отрывной области, чем при обтекании гладкой пластины, на величину до 10%. В то же время интенсивность теплоотдачи возрастает в несколько раз в области отрыва пограничного слоя [9]. Тогда из (4) следует, что локальные отрывные зоны могут способствовать до-

полнительной интенсификации теплоотдачи в сверхзвуковом канале устройства безмашинного энергоразделения. В случае использования такого интенсифицированного канала можно добиться либо повышения суммарного температурного перепада в устройстве энергоразделения, либо уменьшения габаритов установки при сохранении той же эффективности. Сопутствующие потери полного давления в канале могут быть согласованы с необходимостью практического получения на выходе из устройства энергоразделения подогретого газа с одновременным редуцированием его давления.

Заключение

Представлены результаты экспериментального исследования влияния локальной отрывной зоны в сверхзвуковом канале на адиабатную температуру стенки и коэффициент восстановления температуры. При меньших числах Маха (от 2.0 до 2.75) адиабатная температура в отрывной области оказывается ниже, а при больших (от 3.0 до 3.5) – выше, чем при безотрывном обтекании пластины. Коэффициент восстановления при этом также оказывается ниже в отрывной области,

чем при обтекании гладкой пластины, на величину до 10% во всём диапазоне исследованных чисел Маха. Результаты позволяют сделать вывод о том, что отрывные течения не только не снижают эффективность безмашинного энергоразделения, но и могут способствовать интенсификации данного процесса.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект №14-19-00699).

Библиографический список

1. Eiamsa-ard, S., Promvong, P. Review of Ranque-Hilsch effects in vortex tubes // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2008. V. 12, Iss. 7. P. 1822-1842. doi.org/10.1016/j.rser.2007.03.006
2. Raman G., Srinivasan K. The powered resonance tube: From Hartmann's discovery to current active flow control applications // *Progress in Aerospace Sciences*. 2009. V. 45, Iss. 4-5. P. 97-123. doi.org/10.1016/j.paerosci.2009.05.001
3. Бирюк В.В., Курносов Н.Е., Тарнопольский А.В. Исследование эффективности температурного разделения в вихревых потоках газов // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2009. № 2 (18). С. 33-41.
4. Бурцев С.А., Леонтьев А.И. Исследование влияния диссипативных эффектов на температурную стратификацию в потоках газа (обзор) // *Теплофизика высоких температур*. 2014. Т. 52, № 2. С. 310-322. doi.org/10.7868/s0040364413060069
5. Леонтьев А.И. Газодинамический метод энергоразделения газовых потоков // *Теплофизика высоких температур*. 1997. Т. 35, № 1. С. 157-159.
6. Макаров М.С., Макарова С.Н. Эффективность энергоразделения при течении сжимаемого газа в плоском канале // *Теплофизика и аэромеханика*. 2013. Т. 20, № 6. С. 777-787.
7. Бурцев С.А. Исследование путей повышения эффективности газодинамического энергоразделения // *Теплофизика высоких температур*. 2014. Т. 52, № 1. С. 14-21. doi.org/10.7868/s0040364414010062
8. Здитовец А.Г., Титов А.А. Экспериментальное исследование газодинамического метода безмашинного энергоразделения воздушных потоков // *Тепловые процессы в технике*. 2013. № 9. С. 391-397.
9. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 711 с.
10. Бурцев С.А. Методика расчета устройств газодинамической температурной стратификации при течении реального газа // *Тепловые процессы в технике*. 2013. № 9. С. 386-390.
11. Виноградов Ю.А., Егоров К.С., Попович С.С., Стронгин М.М. Исследование тепломассообмена на проницаемой поверхности в сверхзвуковом пограничном слое // *Тепловые процессы в технике*. 2009. Т. 1, № 1. С. 7-9.
12. Леонтьев А.И., Лущик В.Г., Макарова М.С. Численное исследование течения в трубе с отсосом газа через проницаемые стенки // *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*. 2014. № 3. С. 74-81.
13. Titov A.A., Leontiev A.I., Vinogradov U.A., Zditovets A.G., Strongin M.M.

Experimental investigation of skin friction drag and heat transfer on the surfaces with concavities in compressible fluid flow // Proceedings of 14th International Heat Transfer Conference, IHTC14-22585. V. 2. 2010. P. 597-601. doi.org/10.1115/ihtc14-22585

14. Здитовец А.Г., Титов А.А. Влияние формы поверхности теплоизолированного стержня, омываемого сверхзвуковым потоком, на коэффициент восстановления температуры // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 2. С. 111-117.

15. Попович С.С. Экспериментальное исследование влияния падающего скачка уплотнения на адиабатную температуру стенки в сверхзвуковом потоке сжимаемого газа // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6, № 3. С. 98-104.

16. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov U.A. Experimental research of adiabatic wall temperature influenced by

separated supersonic flow // Proceedings of 15th International Heat Transfer Conference. IHTC-15-8962, 2014. 11 p. doi.org/10.1615/ihtc15.fcv.008962

17. Иванов И.Э., Крюков И.А., Шустов С.А. Численное исследование газодинамики сопел малоразмерных газогенераторов и вытекающих из них струй // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 1 (43). С. 112-122.

18. Shoulberg R.H., Hill J.F., Rivas M.A. An experimental determination of flat plate recovery factors for Mach numbers between 1.9 and 3.14 // Journal of the Aeronautical Sciences. 1954. V. 21, № 11. P. 763-771. doi.org/10.2514/8.3200

19. Pappas C.C. Measurement of heat transfer in the turbulent boundary layer on a flat plate in supersonic flow and comparison with skin friction results // NACA TN 3222. 1954.

Информация об авторах

Попович Сергей Станиславович, научный сотрудник лаборатории «Гиперзвуковая аэродинамика» НИИ механики, МГУ имени М.В. Ломоносова. E-mail: pss1@mail.ru. Область научных интересов: термодинамика сверхзвуковых потоков, безмашинное энергоразделение.

Виноградов Юрий Алексеевич, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник лаборатории «Гиперзвуковая аэродинамика» НИИ механики, МГУ имени М.В. Ломоносова. E-mail: vinograd@imec.msu.ru. Область научных интересов: термодинамика,

аэромеханика и газовая динамика, безмашинное энергоразделение, взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем.

Стронгин Марк Моисеевич, старший научный сотрудник лаборатории «Гиперзвуковая аэродинамика» НИИ механики, МГУ имени М.В. Ломоносова. E-mail: strongin@imec.msu.ru. Область научных интересов: термодинамика, аэромеханика и газовая динамика, безмашинное энергоразделение, автоматизация экспериментальных исследований.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE POSSIBILITY OF HEAT TRANSFER ENHANCEMENT IN GAS DYNAMIC ENERGY SEPARATION PROCESS

© 2015 S. S. Popovich, Yu. A. Vinogradov, M. M. Strongin

Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation

Analysis of the mechanism of heat transfer enhancement in a device of machineless energy separation of flows (Leontiev tube) is presented in the paper. The main parameters that define the device's efficiency are the

temperature recovery factor and heat transfer in the supersonic channel of the device. Changes in the shape and relief of the flow surface, the use of working fluids with a low Prandtl number, low-intensity shock waves and local separation areas in the supersonic channel are among the methods of heat transfer enhancement in an energy separation device. The results of experimental investigation of the influence of a supersonic separation flow on the adiabatic wall temperature and the temperature recovery factor are presented. The range of the Mach numbers analyzed is between 2 and 3.5. The Reynolds criterion along the length of the dynamic boundary layer amounts to at least $6 \cdot 10^6$. Field distributions of the adiabatic wall temperature and temperature recovery factors along the plate are presented for different Mach numbers. The results indicate that local separation boundary layer regions will probably intensify heat transfer in the supersonic channel of a gas dynamic energy separation device. The research has been conducted using the experimental facilities of the Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University.

Supersonic flow, shock wave, separation flow boundary layer, temperature recovery factor, Mach number, adiabatic wall temperature, temperature stratification, energy separation.

References

1. Eiamsa-ard, S., Promvonge, P. Review of Ranque-Hilsch effects in vortex tubes. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2008. V. 12, Iss. 7. P. 1822-1842. doi.org/10.1016/j.rser.2007.03.006
2. Raman G., Srinivasan K. The powered resonance tube: From Hartmann's discovery to current active flow control applications. *Progress in Aerospace Sciences*. 2009. V. 45, no. 4-5. P. 97-123. doi.org/10.1016/j.paerosci.2009.05.001
3. Biryuk V.V., Kurnosov N.Ye., Tarnopolsky A.V. Analysis of temperature separation efficiency in vortex gas flows. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 2(18). P. 33-41. (In Russ.)
4. Burtsev S.A., Leontiev, A.I. Study of the influence of dissipative effects on the temperature stratification in gas flows (Review). *High Temperature*. 2014. V. 52, no. 2. P. 297-307. doi.org/10.1134/s0018151x13060060
5. Leont'ev A.I. Gas-dynamic method of energy separation of gas flows. *High Temperature*. 1997. V. 35, no. 1. P. 155-157.
6. Makarov M.S., Makarova S.N. Efficiency of energy separation at compressible gas flow in a planar duct. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2013. V. 20, no. 6. P. 757-767. doi.org/10.1134/s0869864313060139
7. Burtsev S.A. Exploring ways to improve efficiency of gasdynamic energy separation. *High Temperature*. 2014. V. 52, no. 1. P. 12-18. doi.org/10.1134/s0018151x14010064
8. Zditovets A.G., Titov A.A. Experimental research of gas dynamic method of air flow energy separation. *Thermal Processes in Engineering*. 2013. No. 9. P. 391-397. (In Russ.)
9. Schlichting H. *Teoriya pogranichnogo sloya* [Boundary layer theory]. Moscow: Nauka Publ., 1974. 711 p.
10. Burtsev S.A. Methodology of gas dynamic temperature stratification devices calculation at real gas flows. *Thermal Processes in Engineering*. 2013. No. 9. P. 386-390. (In Russ.)
11. Vinogradov Yu.A., Egorov K.S., Popovich S.S., Strongin M.M. Heat mass transfer research on permeable wall in supersonic boundary layer. *Thermal Processes in Engineering*. 2009. No. 1. P. 7-9. (In Russ.)
12. Leont'ev A.I., Lushchik V.G., Makarova M.S. Numerical investigation of tube flow with suction through permeable walls. *Fluid Dynamics*. 2014. V. 49, No. 3. P. 362-368. doi.org/10.1134/s0015462814030077
13. Titov A.A., Leontiev A.I., Vinogradov U.A., Zditovets A.G., Strongin M.M. Experimental investigation of skin friction drag and heat transfer on the surfaces with concavities in compressible fluid flow. *Proceedings of 14th International Heat Transfer Conference, IHTC 14-22585*. V. 2.

2010. P. 597-601. doi.org/10.1115/ihtc14-22585

14. Zditovets A.G., Titov A.A. The influence of heat insulated rod surface shape in the supersonic flow on the temperature recovery factor. *Izvestiya RAN. Energetica*. 2007. No. 2. P. 111-117. (In Russ.)

15. Popovich S.S. Experimental research of a falling shock wave influence on the adiabatic wall temperature of a supersonic air flow around plane surface. *Thermal Processes in Engineering*. 2014. V. 6, no. 3. P. 98-104. (In Russ.)

16. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov U.A. Experimental research of adiabatic wall temperature influenced by separated supersonic flow. *Proceedings of 15th International Heat Transfer Conference. IHTC-15-8962*, 2014. 11 p. doi.org/10.1615/ihtc15.fcv.008962

17. Ivanov I., Kryukov I., Shustov S. Numerical investigation of gas dynamics in nozzles of small-dimensioned gas generators and flowing out jets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 1(43). P. 112-122. (In Russ.)

18. Shoulberg R.H., Hill J.F., Rivas M.A. An experimental determination of flat plate recovery factors for Mach numbers between 1.9 and 3.14. *Journal of the Aeronautical Sciences*. 1954. V. 21, № 11. P. 763-771. doi.org/10.2514/8.3200

19. Pappas C.C. Measurement of heat transfer in the turbulent boundary layer on a flat plate in supersonic flow and comparison with skin friction results. NACA TN 3222. 1954.

About the authors

Popovich Sergey Stanislavovich, Research Fellow of the Laboratory of Hypersonic Aerodynamics, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation. E-mail: ps1@mail.ru. Area of Research: thermodynamics of supersonic gas flows, machineless energy separation.

Vinogradov Yurii Alekseevich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher of the Laboratory of Hypersonic Aerodynamics, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation. E-mail:

vinograd@imec.msu.ru. Area of Research: aeromechanics and gas dynamics, machineless energy separation, interaction of shock waves and boundary layer.

Strongin Mark Moiseevich, Senior Researcher of the Laboratory of Hypersonic Aerodynamics, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation. E-mail: strongin@imec.msu.ru. Area of Research: aeromechanics and gas dynamics, machineless energy separation, automation of experimental research.

УДК 621.438

РАСПЫЛИВАНИЕ ТОПЛИВА И СМЕСЕОБРАЗОВАНИЕ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ НАЛИЧИИ ПРЕЦЕССИИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

© 2015 А. А. Свириденков, В. В. Третьяков

Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова, г. Москва

Проведены численные расчёты течения за завихрителем, установленным в жаровой трубе камеры сгорания, на режимах, когда это течение является неустойчивым. Полученные в расчётах поля скорости использованы для моделирования нестационарного характера течения. Сравнение результатов расчётов, проведённых по этой модели, с результатами расчётов по коммерческому пакету *fluent* показало их хорошее согласование. Получено, что рассматриваемое течение является существенно нестационарным с признаками прецессии. В осреднённом поле течения выполнены численные расчёты распределений капельно-жидкого топлива в области, моделирующей конфигурацию жаровой трубы камеры сгорания. Получено, что значительная часть топлива попадает на стенки модельной камеры. Экспериментально исследованы процессы распыливания топлива в нестационарной прецессирующей струе, вытекающей из модельной камеры. Показано, что в результате взаимодействия топливной струи с прецессирующим воздушным потоком образуется достаточно однородная топливовоздушная смесь со средним диаметром капель приблизительно 50 мкм и меньше. Получены данные о зависимости распределения концентраций и размеров капель от режимов течения воздуха и топлива. Показано, что основание струи топлива в закрученном потоке воздуха за завихрителем под влиянием прецессии вихря совершает вращательно-колебательное движение. Этот процесс визуально наблюдается только при импульсном освещении потока.

Камера сгорания, распыливание, струя, прецессия.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-170-178

Введение

Суть проведённой работы состоит в расчётно-экспериментальном исследовании процессов, происходящих за завихрительными фронтными устройствами камер сгорания в условиях нестационарности течений. Рассматривается нестационарное течение воздуха, имеющее перио-

дическую структуру в виде прецессирующего вихревого ядра. На начальном этапе такое исследование проведено в [1], где рассматривалась закрученная воздушная струя, вытекающая из модельной камеры. Схема экспериментальной модельной камеры показана на рис. 1.

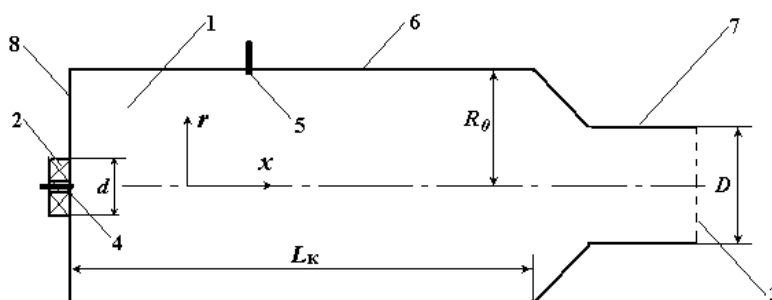


Рис.1. Схема экспериментальной модели камеры сгорания:

1 – рабочий объём вихревой камеры; 2 – завихритель; 3 – сечения выхода из сопла; 4 – центральный канал; 5 – форсунка; 6 – стенки вихревой камеры; 7 – сопло; 8 – фронтальная плита

В рабочий объём камеры 1 воздушный поток поступает через осерадиальный завихритель 2 и вытекает в открытое пространство через выходное сопло 7. Топливо в камеру подаётся через струйную форсунку 5 по нормали к её стенке. Диаметр сопла D составлял 50 мм, диаметр завихрителя $d = 50$ мм, длина камеры $L_k = 300$ мм. Расстояние от фронтальной плиты 8 до форсунки 5 равнялось 100 мм. Эксперименты выполнены на модели диаметром 100 мм при среднерасходной скорости течения $U_a = 14 - 17$ м/с. Интенсивность закрутки $W_0 = W_{\max}/U_a$ составляла 1,69, где U_a – среднерасходная скорость течения, W_{\max} – максимальное значение вращательной скорости на срезе сопла.

Экспериментально показано [2], что течение в рассматриваемой струе не осесимметрично, поле течения и центр приосевой рециркуляционной зоны прецессируют в направлении вращения основного потока, при этом угловая частота прецессии совпадает с частотой основного тона акустического излучения струи. Согласно [2] эта частота равна 250 Гц. Проведённые измерения распыливания жидкости в рассматриваемом прецессирующем воздушном потоке показали, что в данном случае обеспечивается образование достаточно однородной топливовоздушной смеси со средним диаметром капель приблизительно 50 мкм. При этом топливный факел имеет нестационарную периодическую структуру.

Целью данного исследования является выявление особенностей в распределениях капельно-жидкого топлива, распыливаемого в нестационарном закрученном турбулентном потоке с прецессией вихря. Это исследование проводится расчётно-экспериментальными методами. Рассматриваются два вида нестационарных течений. Первый – это течение в цилиндрической камере, которое возникает вследствие его неустойчивости и которое характеризуется наличием в нем прецессирующего вихря, при этом пульсации скорости и давления генерируют акусти-

ческие волны и течение сопровождается излучением звука. Второй вид течения – это обычное развитое турбулентное течение на выходе из камеры, характеризующееся неупорядоченными пульсациями скорости и давления. Главная задача, которая ставится в работе, – это получение экспериментальной информации о свойствах закрученных нестационарных течений и их влияния на процессы распыливания топлива и смесеобразования. Полученные экспериментальные материалы являются основой проведения численных расчётов, которые выполнены по собственному программному комплексу применительно к камерам сгорания газотурбинных двигателей (ГТД). Исследована структура турбулентного закрученного течения, распыла и смесеобразования за осерадиальным завихрителем в типичной камере сгорания ГТД. Проведён расчёт прецессирующего поля течения внутри и за модельной камерой в сочетании с проведением экспериментальных исследований.

Расчёт нестационарного течения в модельной камере

Ниже приводятся результаты расчётов течения в модельной камере сгорания. В отличие от [1] в данном случае подача жидкого топлива осуществляется не в сносящий, а в спутный воздушный поток. Изучается течение в следе за фронтальным двухъярусным лопаточным завихрителем. Закрутка поступающего в камеру сгорания потока осуществляется в осевом завихрителе внутреннего канала и в радиальном завихрителе наружного. Проведённые расчёты основаны на интегрировании полной системы уравнений Рейнольдса, записанных в переменных Эйлера и замыкаемых по двухпараметрической модели турбулентности, при этом предполагается, что течение является изотермическим и осесимметричным.

В нестационарной постановке система уравнений Рейнольдса, записанная в консервативной форме, имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{U} \Phi - \Gamma_{\phi} \text{grad} \Phi) = S_{\phi}.$$

Здесь \mathbf{U} – вектор осреднённой скорости газовой смеси; Φ – зависимая переменная; Γ_{ϕ} – коэффициент диффузионного переноса; ρ – плотность; S_{ϕ} – источник член. Система уравнений неразрывности ($\Phi \equiv 1$, $\Gamma_{\phi} \equiv 0$, $S_{\phi} \equiv 0$) и движения ($\Phi = U_i$, $i = 1, 2, 3$) решается конечно-разностным итерационным методом. При этом $\Gamma_{U_i} = \nu_e$, $\nu_e = \nu + \nu_t$, а для нахождения величины коэффициента турбулентной кинематической вязкости газа ν_t используется соотношение Колмогорова-Прандтля и двухпараметрическая модель турбулентности к- ϵ . В качестве граничных условий на входе (во входных сечениях) задаются профили трёх компонентов скорости, которые считаются равномерными и значения которых принимаются в соответствии с предварительно полученными

экспериментальными данными. На твёрдых границах используется «закон стенки», записанный для полной скорости, а в выходном сечении – «мягкие» граничные условия ($\partial \Phi / \partial x = 0$). Соответствующие граничные условия приняты и для характеристик турбулентности. Для решения приведённой системы уравнений используется конечно-разностный итерационный метод, основанный на применении «смещённых сеток», совместно с методом поправок. Интегрирование проводится по схеме Гаусса-Зайделя с релаксацией решения на каждом итерационном шаге. Использованная методика расчётов соответствует описанной в [1]. Адекватность описанных методик расчёта реальности установлена сопоставлением результатов расчётов и экспериментов [2] и результатов расчётов, полученных в стационарной и нестационарной постановках [3].

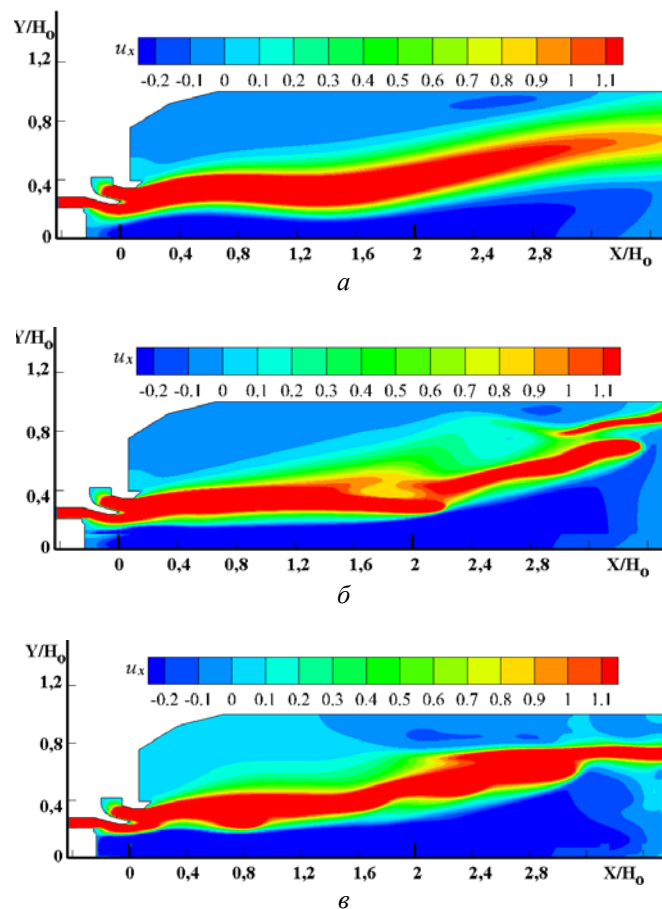


Рис.2. Распределение мгновенных скоростей в продольном сечении модельной камеры в произвольные моменты времени

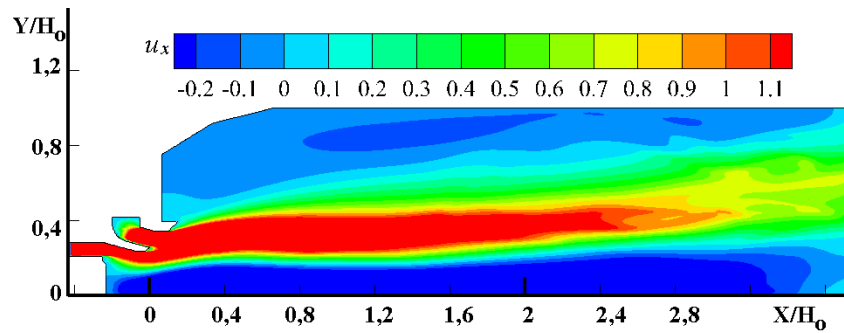


Рис. 3. Распределение осреднённых скоростей в продольном сечении модельной камеры

Отметим, что экспериментальные исследования обнаружили существенную нестационарность рассматриваемых течений.

На рис. 2 представлены примеры расчётов мгновенных распределений u_x – компоненты скорости ($u_x = U_x/U_a$) в продольном сечении камеры в произвольные моменты времени, а на рис. 3 – осреднённое распределение. На этих рисунках X и Y – продольная и радиальная координаты, $H_0 = 50$ мм – характерный размер задачи.

Экспериментальное исследование распыливания топлива прецессирующей воздушной струёй

Из приведённых рисунков видно, что мгновенные распределения скоростей могут существенно отличаться от осреднённых. Такая же ситуация обнаруживалась и в экспериментах, которые показали, что распыливаемое центральной форсункой 4 (рис. 1) топливо интенсивно увлекается закрученным нестационарным потоком. При этом на выходе из камеры в опытах удалось визуально зафиксировать прецессионное движение вытекающей

двухфазной струи. Примеры фотографий этой струи представлены на рис. 4, 5.

На рис. 4 приведены фотографии струи в лазерном ноже при непрерывном освещении факела распыливания.

На рис. 5 отчётливо видны изменения конфигурации струи, связанные с её прецессионным движением. Отметим, что на предыдущих этапах исследования заключение о нестационарности течения делалось на основе акустических излучений струи. В данном исследовании удалось визуально зафиксировать нестационарность течения в виде прецессирующей струи. При этом оказалось, что с увеличением расхода топлива G_f амплитуда прецессионных колебаний уменьшается, что иллюстрируется рис. 6.

Таким образом, результаты визуальных наблюдений показали, что во всех исследованных режимах работы завихрительного устройства факелы распыливания являются существенно нестационарными. Это подтверждается и непосредственными измерениями пульсаций концентраций капель в фиксированной точке факела в различные моменты времени (рис.7). Здесь C_v – относительная объёмная концентрация капель, t – время.

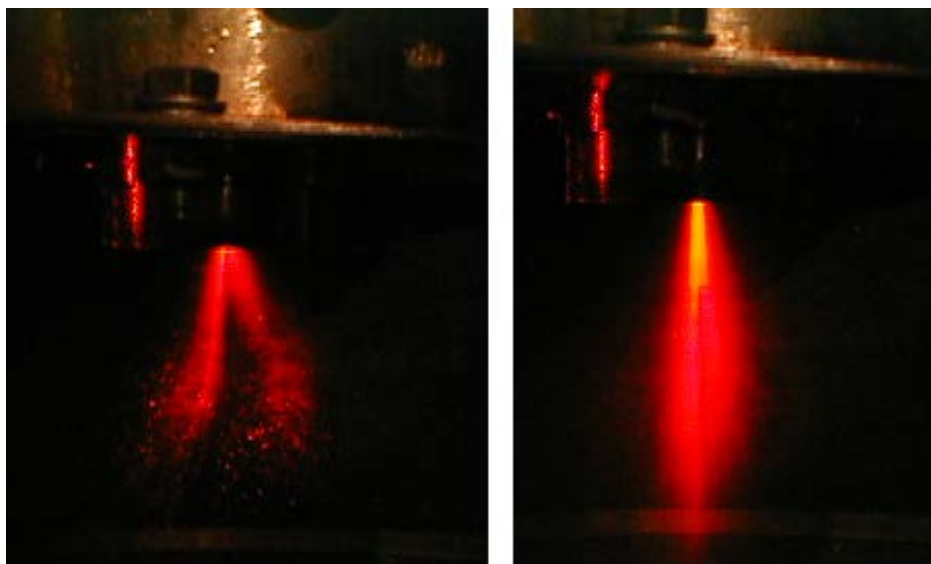


Рис. 4. Визуально наблюдаемая форма струи при $\Delta Pa = 3 \text{ кПа}$; $G_f = 2,5$ и $4,7 \text{ г/с}$

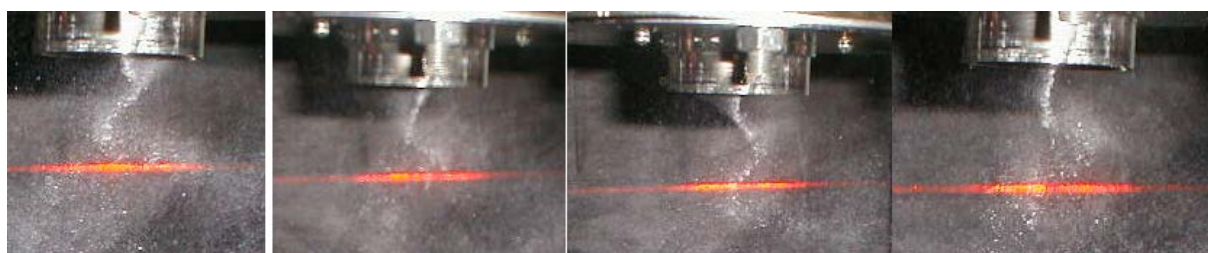


Рис. 5. Форма струи при освещении потока импульсной вспышкой длительностью $1/500 \text{ с}$
 $\Delta Pa = 3 \text{ кПа}$; $G_f = 4,7 \text{ г/с}$

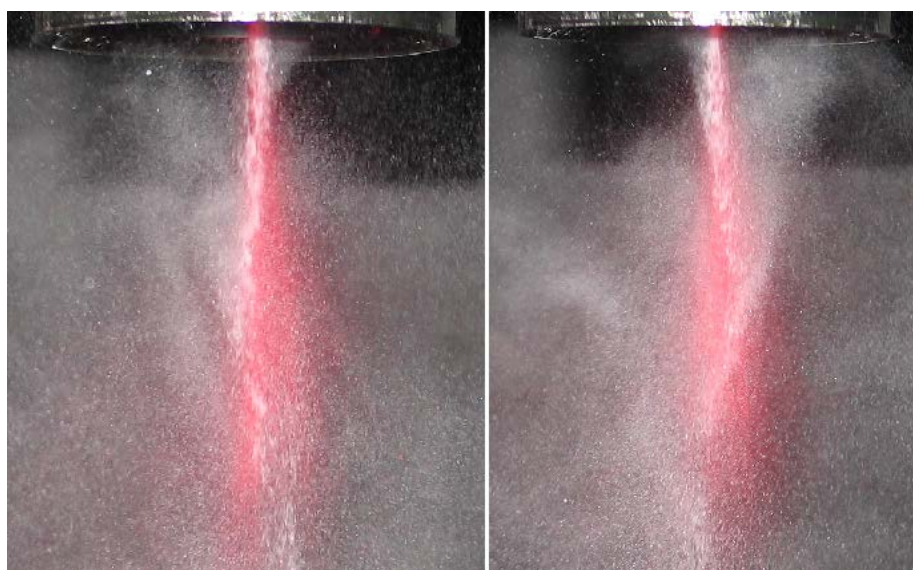


Рис. 6. Форма струи при освещении импульсной вспышкой $\Delta Pa = 3 \text{ кПа}$; $G_f = 4,7 \text{ г/с}$

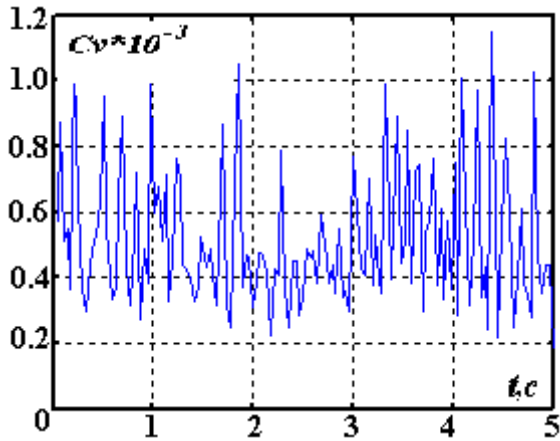


Рис. 7. Изменение пульсаций концентраций топлива по времени

Измерения концентраций и размеров капель топлива в факеле распыливания

Проведённые исследования показали, что взаимодействие топливной струи с воздухом является сложным нестационарным процессом. При попадании струи топлива в закрученный поток воздуха за завихрителем струя под воздействием прецессии вихря совершает вращательно-колебательные движения. При расходе топлива $G_f = 2,5$ г/с и перепаде давления воздуха на фронте $\Delta Pa = 3$ кПа эта амплитуда в поперечном направлении оказалась равной размеру выходного сечения завихрителя. При увеличении расхода топ-

лива (до 4,7 г/с) амплитуда этих колебаний уменьшается. Частота колебаний прецессирующей струи достаточно высока (250 Гц и выше), и эти колебания могут наблюдаться только при импульсном освещении факела. При непрерывном освещении наблюдается осреднённая картина структуры факела.

Отметим, что на основном режиме работы камеры ($\Delta Pa = 3$ кПа, $G_f = 2,5$ г/с) размеры капель составили от 40 до 60 мкм при равномерном распределении размеров капель по поперечному сечению факела распыливания. Наибольшая неравномерность в распределении концентраций наблюдалась в сечениях, ближайших к выходу из завихрителя, при этом размеры капель находились в диапазоне от 20 до 100 мкм. В результате взаимодействия истекающей струи с воздухом вниз по потоку от завихрителя происходит выравнивание концентрации топлива по поперечному сечению факела. Пример распределения капель по размерам и их концентраций в поперечном сечении факела распыливания на расстоянии 50 мм от выхода из завихрителя приведён на рис. 8. Измерения концентрации и размеров капель проводились лазерным измерителем дисперсности на различных расстояниях от завихрителя. На рисунке C_v – относительная объёмная концентрация капель, SMD – среднезаутеровский диаметр капель.

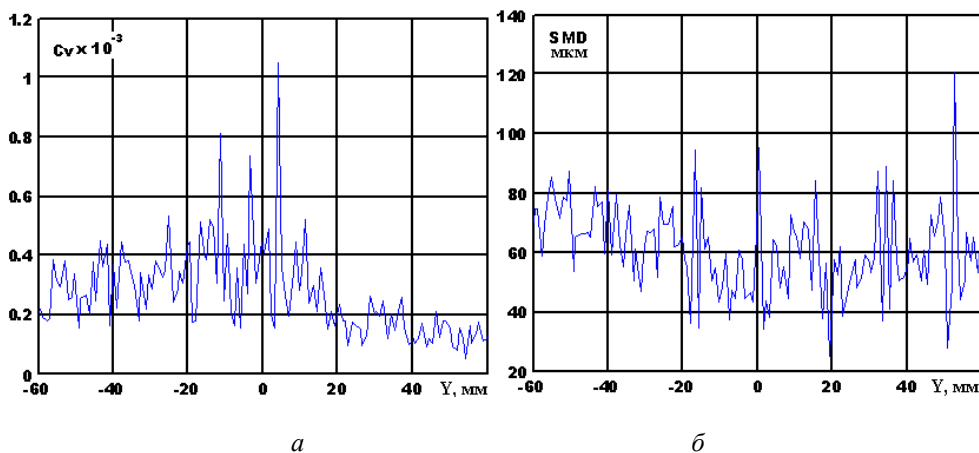


Рис. 8. Распределения капель топлива: а - концентраций; б - среднезаутеровских размеров по поперечному сечению факела распыливания

$X = 50$ мм; $\Delta Pa = 3$ кПа; $\Delta P_f = 268$ кПа; $G_a = 65$ г/с; $G_f = 2.5$ г/с

Опыты показали, что увеличение расхода воздуха через завихритель с 65 г/с до 84 г/с при $\Delta Pa = 5$ кПа вызывает выравнивание концентрации в поперечном сечении факела и уменьшение размеров капель топлива до 40 – 60 мкм. С увеличением расхода топлива от 2,5 до 4,7 г/с интенсивность смешения топливной струи с воздухом уменьшается, а средние размеры капель несколько увеличиваются. Аналогичные результаты по распределениям концентраций топлива получены и в численных расчётах.

Заключение

Проведены численные расчёты течения за завихрителем, установленным в жаровой трубе камеры сгорания, на режимах, когда это течение является неустойчивым. Полученные в расчётах поля скорости использованы для моделирования нестационарного характера течения. Сравнение результатов расчётов, проведённых по этой модели, с результатами расчётов по коммерческому пакету *fluent* показало их хорошее согласование. Полу-

чено, что рассматриваемое течение является существенно нестационарным с признаками прецессии. В осреднённом поле течения выполнены численные расчёты распределений капельно-жидкого топлива в области, моделирующей конфигурацию жаровой трубы камеры сгорания. Получено, что значительная часть топлива попадает на стенки модельной камеры.

Экспериментально исследованы процессы распыливания топлива в нестационарной прецессирующей струе, вытекающей из модельной камеры. Показано, что в результате взаимодействия топливной струи с прецессирующим воздушным потоком образуется достаточно однородная топливовоздушная смесь со средним диаметром капель приблизительно 50 мкм и меньше. Получены данные о зависимости распределения концентраций и размеров капель от режимов течения воздуха и топлива.

Работа поддержана РФФИ. Проект № 14-01-00325.

Библиографический список

1. Третьяков В.В., Свириденков А.А., Токталиев П.Д. Моделирование нестационарности течения и смесеобразования в камерах сгорания // Известия вузов. Авиационная техника. 2013. № 1. С. 33-37.

2. Третьяков В.В., Миронов А.К., Свириденков А.А., Токталиев П.Д. Экспериментальное и расчётное исследование нестационарных течений с прецессией вихря, распыливания и смесеобразования в прецессирующих струях // Сборник докладов международного конгресса «Проблемы и перспективы развития наукоём-

кого машиностроения». Казань: КНИТУ–КАИ, 2013. С. 322-329.

3. Третьяков В.В. Методы моделирования процессов распыливания топлива и смесеобразования за завихрительными фронтными устройствами камер сгорания // Сборник докладов международной научно-практической конференции «Современные технологии, материалы, оборудование и ускоренное восстановление квалифицированного кадрового потенциала – ключевые звенья в возрождении отечественного авиа- и ракетостроения». Т. 2. Казань: КНИТУ, 2012. С. 272-283.

Информация об авторах

Свириденков Александр Алексеевич, старший научный сотрудник, Центральный институт авиационного моторо-

строения им. П.И. Баранова. E-mail: sviriden@ciam.ru. Область научных интересов: экспериментальные и расчетно-

теоретические методы исследования гидродинамики, распыливания топлива, смесеобразования и процессов тепло- и массообмена.

Третьяков Валентин Валентинович, кандидат физико-математических наук, доцент, ведущий научный сотрудник,

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. E-mail: tretjak@ciam.ru. Область научных интересов: расчётно-теоретические методы исследования гидродинамики, распыливания топлива, смесеобразования и процессов тепло- и массообмена.

FUEL SPRAYING AND MIXING IN A SIMULATED COMBUSTION CHAMBER IN THE PRESENCE OF AIR FLOW PRECESSION

© 2015 A. A. Sviridenkov, V. V. Tretyakov

Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation

Numerical calculations of the flow downstream the flame tube of the combustion chamber in the conditions of nonstable flow are presented in the paper. The obtained velocity fields were used for the modeling of non-stationary nature of the flow. The comparison of the results of calculations carried out using this model with the results of calculations based on the *fluent* commercial packages showed their good agreement. It was found that the flow under consideration is essentially nonstationary, with signs of precession. Numerical calculations of liquid fuel droplet distributions in the area stimulating the configuration of the combustor liner were carried out. It was found that a significant portion of the fuel hits the walls of the chamber. The processes of atomization of fuel in a non-stationary precession jet flowing out of the chamber are investigated experimentally. It has been shown that the interaction of fuel jet with precession air flow gives a sufficiently homogeneous air-fuel mixture with an average droplet diameter of about 50 microns or less. Data on the dependence of the concentration distribution and droplet size on flow regimes of air and fuel have been obtained. It is shown that the base of the jet fuel in a swirling air flow under the influence of the vortex precession performs rotational - oscillatory movement. This process is visually observed only in conditions of pulsed illumination of the flow.

Combustion chamber, spraying, jet, precession.

References

1. Tretyakov V.V., Sviridenkov A.A., Toktaliev P.D. Simulation of flow and mixture formation nonstationarity in combustion chambers. *Russian Aeronautics*. 2013. V. 56, no. 1. P. 44-49.
2. Tretyakov V.V., Mironov A.K., Sviridenkov A.A., Toktaliev P.D. Experimental and calculation research of non-steady-state flows with a vortex precession, spray and a mixing in precessing jets. *Proceeding International Congress Problems and prospects of development of the high technology engineering industry*. Kazan: KNITU-KAI Publ., 2013. P.322-329 (In Russ.)
3. Tretyakov V.V. Methods of modelling of spray fuel processes and a mixing behind swirl front devices of combustion chambers. *International Scientific and Practical Conference «Modern technologies, materials, equipment and accelerated restoration of qualified human force potential - key links in the revival of domestic aircraft and rocket construction»*. V. 2. Kazan: Kazan National Research Technological University Publ., 2012. P. 272-283. (In Russ.)

About the authors

Sviridenkov Alexander Alekseevich, Senior Researcher, Federal State Unitary Enterprise - Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov. E-mail: sviriden@ciam.ru. Area of Research: experimental, computational and theoretical methods of investigating hydrodynamics, fuel atomization, mixing and heat-mass transfer processes.

Tret`yakov Valentin Valentinovich, Candidate of Science (Physics and Mathematics), Associate Professor, Senior Researcher, Central Institute of Aviation Motors, Federal State Unitary Enterprise - Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov. E-mail: tretjak@ciam.ru. Area of Research: computational and theoretical methods of investigating hydrodynamics, fuel atomization, mixing and heat-mass transfer processes.

УДК 621.44:662.61

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ
УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ В ВОЗДУХЕ**© 2015 С. М. Сергеев¹, Н. В. Петрухин¹, М. В. Масюков²¹ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», г. Москва²Военная академия РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Описана установка постоянного объёма перепускного типа, предназначенная для измерения видимых и нормальных скоростей распространения пламени в газовых и капельно-газовых смесях и периода задержки воспламенения указанных смесей в миллисекундном диапазоне. В отличие от известных, описываемая установка доработана для работы с жидкими углеводородами. Она дополнительно оснащена устройством для ввода жидких реагентов и наночастиц, а также оптико-волоконным датчиком для определения момента вспышки. Расширен температурный диапазон проведения исследований - до 850 К. Представлена методика работы на экспериментальной установке. Получены значения видимых скоростей горения различных углеводородных топлив в зависимости от температуры при давлении ≈ 50 кПа. По экспериментальным данным определены эффективные энергии активаций и предэкспотенциальные множители температурных зависимостей видимой скорости горения углеводородных горючих в воздухе. Полученные результаты согласуются с современными представлениями о механизме горения углеводородных горючих в воздухе.

Видимая скорость горения, период задержки воспламенения, углеводородные горючие, топливовоздушная смесь, энергия активации.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-179-183

Разработка перспективных реактивных двигателей требует, прежде всего, топлив с уникальными свойствами: высокими скоростями горения, энергоёмкостью, высокой плотностью, большим запасом хладоресурса и др. Получение таких топлив затруднительно без новых методов химмотологических исследований, в частности, процесса горения топлива. В данной статье представлены результаты исследования процесса горения углеводородов в воздухе, полученные на модернизированной установке, постоянного объёма перепускного типа [1, с. 10-14].

Модернизация методики определения характеристик горения обусловлена решением новых задач, связанных с объектами и условиями исследования:

- объектами исследования являются высококипящие углеводородные горючие, $T_{\text{кип}} = 413-588$ К;

- условия горения топливовоздушной смеси (ТВС): температура 573-850 К и предварительный подогрев ТВС в смесителе до 373-573 К.

Дополнительно установка имеет устройство для ввода наполнителей горючих (порошков, суспензий) и оптико-волоконный датчик для фиксации момента вспышки.

На рис. 1 представлена лабораторная установка, разработчиком и изготовителем которой выступил Институт химической физики им. Семёнова РАН. Установка предназначена для измерения видимых скоростей распространения пламени в газовых и капельно-газовых смесях, периода задержки воспламенения (ПЗВ) ТВС в миллисекундном диапазоне.

Методика работы на установке заключалась в приготовлении ТВС, дозированного перепуска её из смесителя 5 через электромагнитный клапан 12 в вакуумированный реактор 13, нагретый до заданной температуры, где она самовоспламенялась. Результаты горения в виде зависимости нарастания давления от времени в режиме реального времени с помощью быстродействующего датчика 11 отражались на экране монитора.

Пример результата экспериментального исследования горения топлива Т-1 и нафтила в воздухе в графическом виде представлен на осциллограмме (рис. 2).

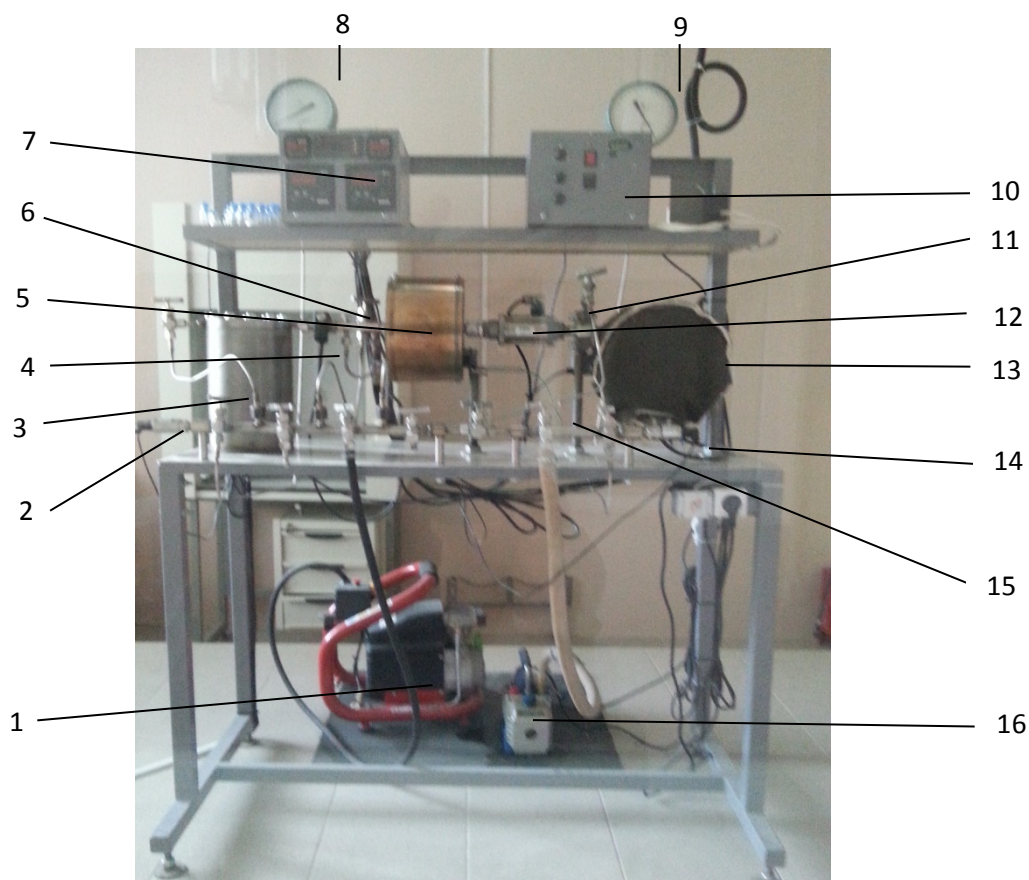


Рис. 1. Установка по оценке характеристик горения топлив:

1 – компрессор; 2,11,14 – датчик давления; 3 – ресивер; 4 – устройство для ввода добавок;
5 – смеситель; 6,12 – электромагнитный клапан; 7 – управляющий блок; 8 – манометр; 9 – вакуумметр;
10 – блок зажигания; 13 – реактор; 15 – распределительная гребёнка; 16 – форвакуумный насос.

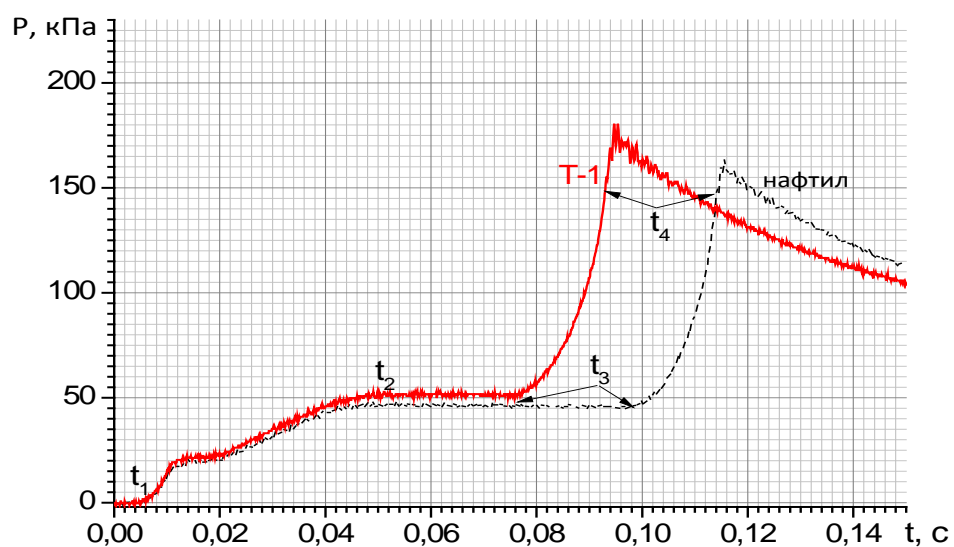


Рис. 2. Осциллограмма процесса самовоспламенения

На осциллограмме показано: t_1 – момент открытия клапана; t_1-t_2 – время перепуска ТВС; t_2-t_3 – период задержки самовоспламенения; t_3 – момент самовоспламенения ТВС; t_3-t_4 – время сгорания смеси. Эта осциллограмма позволяет получать две основные характеристики горения углеводородных топлив – видимую скорость горения и период задержки воспламенения, которые дают возможность рассчитывать время нахождения топлива в камере сгорания. Ошибка измерения видимой скорости горения не превышала 20 %, а ПЗВ – 33 %.

Результаты экспериментальных определений видимых скоростей горения углеводородных горючих представлены на рис. 3, 4.

На рис. 3 представлены результаты измерения видимых скоростей горения U_v различных углеводородных горючих в воздухе в режиме предварительного смешения и подогрева до 473 К при температуре в реакторе $T_p = 573$ К, начальном давлении в реакторе $p_0 = 0,1$ МПа и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$.

На рис. 3 горючие нефтяного происхождения: Т-1, нафтил, Т-6 и синтетические: циклин (С), JP-10 и ВЭГ, а также н-гептан (н-Г) расположены в порядке увеличения плотности.

На рис. 4 представлены зависимости видимой скорости горения реактивных топлив от температуры. Полученные кинетические кривые позволили определить значения эффективной энергии активации $E_{акт}$ и предэкспотенциального множителя K_0 , представленные в таблице.

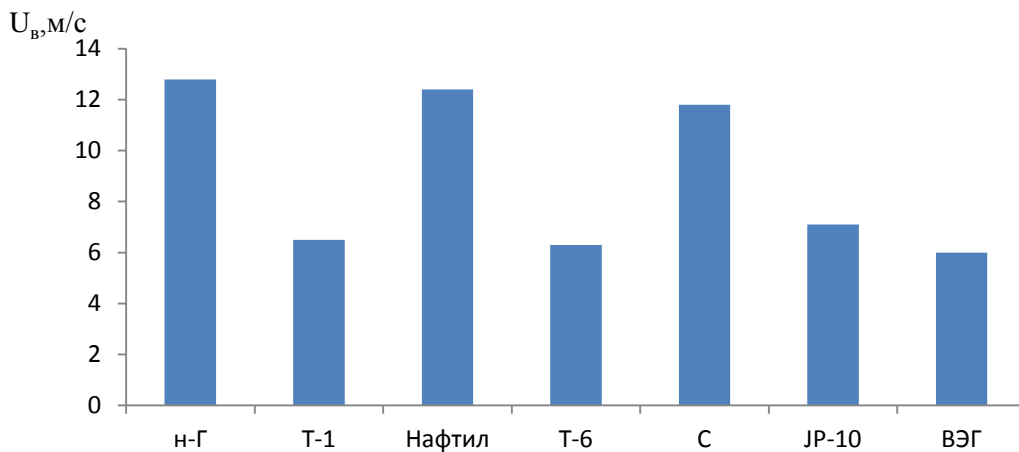


Рис. 3. Видимая скорость горения углеводородных топлив

Энергия активации горения углеводородных горючих в воздухе при температурах в реакторе $T = 573-823$ К, коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0$ и начальном давлении в реакторе $p_0 = 60$ кПа

Горючие	Эффективная энергия активации $E_{акт}$, кДж/моль	Предэкспотенциальный множитель K_0 , м/с
Топливо Т-1	22,8	1090
Топлива ТС-1	11,9	140
Топливо Т-6	22,7	1078
Нафтил	22,1	910
Топлив JP-10	26,0	1548

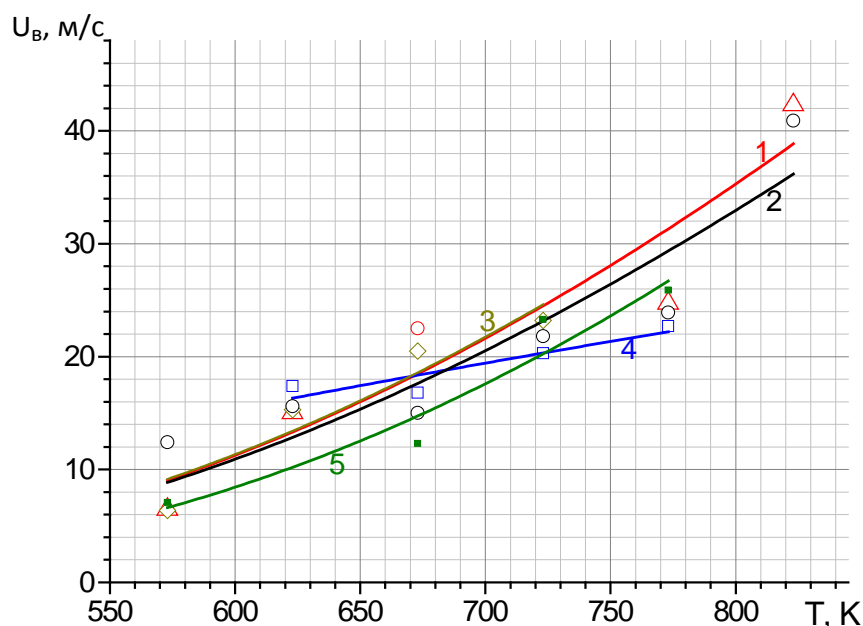
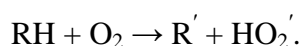


Рис. 4. Зависимости видимой скорости горения реактивных топлив от начальной температуры: 1 – Т-1; 2 – нафтил; 3 – Т-6; 4 – ТС-1; 5 – JP-10

Обращает на себя внимание низкое значение энергии активации реакции горения исследованных углеводородов, что характерно для процессов с участием свободных радикалов. Например, реакция углеводорода с молекулярным кислородом при температурах около 500 К идёт с образованием пероксидного радикала:



Энергия активации этой реакции составляет около 20 кДж/моль [2, с. 267]. Процесс образования свободных радикалов, очевидно, начинается в смесителе установки, и в реактор поступает уже подготовленная для воспламенения ТВС.

Таким образом, разработана и изготовлена установка постоянного объёма перепускного типа для изучения процесса горения жидких углеводородных топлив. С помощью разработанной методики расчёта характеристик горения топлив получены экспериментальные зависимости видимых скоростей горения от температуры и определены значения эффективной энергии активации горения углеводородных горючих в воздухе, позволяющие получать представления о механизме горения и возможность управлять процессом горения.

Выражаем благодарность Фролову С.М. и Борисову А.А. за плодотворное сотрудничество.

Библиографический список

1. Горение и взрыв / под общ. ред. д-ра физ.-мат. наук С.М. Фролова. Вып. 4. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. 448 с.
2. Химия горения / под ред. У. Гардиера. М.: Мир, 1988. 464 с.

Информация об авторах

Сергеев Сергей Михайлович, кандидат технических наук, доцент, начальник лаборатории, 25 ГосНИИ химмотоло-

гии Минобороны России, Москва. E-mail: ssm.58@mail.ru. Область научных интере-

сов: повышение эффективности моторных топлив.

Петрухин Николай Васильевич, доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник, 25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России, Москва. E-mail: 25gosniihim@mail.ru. Об-

ласть научных интересов: физическая химия реактивных топлив.

Масюков Максим Владимирович, аспирант, Военная академия РВСН им. Петра Великого, Москва. E-mail: pm@mil.ru. Область научных интересов: физическая химия реактивных топлив.

EXPERIMENTAL STUDY OF HYDROCARBON FUEL COMBUSTION IN THE AIR

© 2015 S. M. Sergeev¹, N. V. Petrukhin¹, M. V. Masyukov²

¹The 25-th State Research Institute of Chemmotology, Ministry of Defence of Russian Federation, Moscow, Russian Federation

²Military Academy of Strategic Rocket Forces, Moscow, Russian Federation

An improved constant- volume bypass arrangement intended for measuring visible and normal velocities of flame propagation in gas and droplet gas mixtures and the ignition delay period for the mixtures mentioned above in the millisecond range is described in the paper. Unlike the other available installations the one under consideration is developed for operating with liquid hydrocarbons. It has an additional device for injecting liquid reagents and nanoparticles as well as a fiber-optic sensor to specify the instance of ignition. The temperature range of conducting the experiments is extended up to 850 K. A method of operating the experimental installation is presented. The values of visible combustion velocities are obtained for various hydrocarbon fuels depending on the temperature at the pressure ≈ 50 kPa. The effective activation energies and pre-exponential multipliers of temperature dependences of the visible velocity of hydrocarbon fuel combustion in the air are specified by the experimental data. The results obtained are in good agreement with the modern concepts of the mechanism of hydrocarbon fuel combustion in the air.

Ignition delay period, speed of burning, hydrocarbon fuels, fuel-air mixture, installation, activation energy.

References

1. *Gorenie i vzryv* [Combustion and explosion]. Moscow: TORUSS PRESS Publ., 2011. 448 p.
2. *Khimiya gorennya* [Combustion chemistry]. Moscow: Mir Publ., 1988. 464 p.

About the authors

Sergeev Sergey Mihajlovich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Chief of Laboratory, 25-th State Research Institute of Chemmotology, Ministry of Defence of Russian Federation, Moscow. E-mail: ssm.58@mail.ru. Area of Research: improving the efficiency of motor fuels.

Petrukhin Nikolay Vasil'evich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher, 25-th State Research Insti-

tute of Chemmotology, Ministry of Defence of Russian Federation, Moscow. E-mail: 25gosniihim@mail.ru. Area of Research: physical chemistry of jet fuels.

Masyukov Maxim Vladimirovich, postgraduate student, Peter the Great Military Academy of Strategic Missile Forces, Moscow. E-mail: pm@mil.ru. Area of Research: physical chemistry of jet fuels.

УДК 621.431.75:534

ОПЫТ ВЫЯВЛЕНИЯ ПРИЧИН ПОВЫШЕННОЙ ВИБРАЦИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ИХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

© 2015 А. Е. Сундуков¹, Е. В. Сундуков², С. М. Плотников²¹ООО «ТурбинаСК», г. Самара²ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

На основе многолетнего опыта оценки вибрационного состояния ГТД показаны примеры выявления причин повышенной вибрации двигателей при их стендовых испытаниях с диагностикой таких дефектов как проскальзывание наружной обоймы подшипника опоры, несоблюдение геометрических параметров гидродинамического демпфера с упругими кольцами и условий подачи в него смазки, неудовлетворительная укладка двигателя на подмоторную раму, задевание отдельных элементов роторов, их подклинивание, вращающийся срыв. На примере этих дефектов показана практика использования современных методов обработки и анализа вибрационных процессов, позволяющая оптимизировать объём последующих работ со снятым с испытания двигателем. На базе полученного опыта предложена типовая методика диагностики причин повышенной вибрации ГТД с использованием наиболее эффективных методов обработки сигналов. В случае выявления стендовой виброизмерительной аппаратурой повышенной вибрации предлагается параллельно «штатным» вибродатчикам устанавливать дополнительные с регистрацией вибрации в диапазоне частот до 30 кГц. Далее проводится последовательная обработка данных с получением автоспектров в скорости и ускорении, расчёта взаимного спектра, спектра максимумов, спектра огибающей, каскадной демодуляции на базе максимумов, многократного повторения процедуры каскадной демодуляции. Эффективность предложенной методики подтверждена многолетней практикой её использования и может применяться как в условиях испытательного стенда, так и в эксплуатации при оценке технического состояния двигателей.

Газотурбинный двигатель, повышенная вибрация, дефект, вибродиагностика.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-184-192

Современные газотурбинные двигатели (ГТД) представляют собой сложную колебательную систему с наличием большого количества источников вибрации разной природы. Снижение их весовых характеристик и повышение удельных параметров сопровождается ростом динамических нагрузок. Одним из основных методов, характеризующих динамическую нагруженность ГТД, является уровень его вибрации. Контроль вибрационного состояния ГТД осуществляется как при стендовых испытаниях, так и в условиях эксплуатации.

При сдаточно-контрольных испытаниях ГТД измерение параметров вибрации осуществляется так называемой «штатной» виброизмерительной аппаратурой в контрольных (штатных) точках измерений, выбранных в процессе доводки двигателей, с целью оценки соответствия уровня вибрации установленным

нормам и, в случае их превышения, выявления источника и причины повышенной вибрации. «Штатная» аппаратура контроля вибрации имеет ограниченный частотный диапазон (как правило, диапазон изменения частот вращения роторов ГТД), что не позволяет в полной мере обеспечить надёжную идентификацию причины повышенной вибрации. Для подтверждения факта повышенной вибрации и выявления её источника параллельно «штатным» датчикам устанавливаются дополнительные, обеспечивающие измерение в достаточно широком диапазоне частот. После подтверждения наличия повышенной вибрации возникает задача идентификации её источника. При повышенной вибрации на частоте вращения ротора низкого давления (НД) многовальных ГТД как на стенде, так и в условиях эксплуатации, на ряде двигателей возможна его подбалансировка. В остальных

случаях двигатель подлежит съёму с испытаний или эксплуатации. В этом случае необходима надёжная идентификация источника повышенной вибрации для минимизации объёма ремонтных работ. В настоящей работе на основе использования современных методов обработки и анализа данных рассмотрены несколько примеров выявления причин повышенной вибрации ГТД.

В процессе сдаточных испытаний одного из двигателей НК-12СТ на стенде ОАО «КУЗНЕЦОВ» было зарегистрировано повышение вибрации по вибродатчику на картере свободной турбины (СТ), вызвавшее аварийный останов. Причём повышенная вибрация отмечалась как на двигателе, так и на нагрузке, в качестве которой выступал пневмотормоз (ПТ), представляющий собой полноразмерный одновальный газотурбинный двигатель. В данном случае регистрация вибрации производилась в нормируемом диапазоне частот 30-150 Гц, что не позволило привлечь весь спектр известных методов анализа данных. Обработка временных реализаций показала, что повышение уровней происходит кратковременно в течение 1,5 – 2 с и наибольшее значение отмечается на нагрузке (рис. 1).

На спектрах вибрации до и в интервале повышения уровня видно наличие одной ярко выраженной составляющей, которая до момента увеличения идентифицируется как первая роторная гармоника СТ (рис. 2). При этом наблюдается уменьшение её частоты с 138,3 до 131,3 Гц при увеличении интенсивности и сохранении частоты вращения ротора СТ. Анализ фазы взаимного спектра вибрации ПТ и двигателя показывает, что источником повышенных колебаний является нагрузка [1]. Фаза взаимного спектра на частоте ~131 Гц положительна. Это свидетельствует о том, что источник колебаний на этой частоте находится в ПТ.

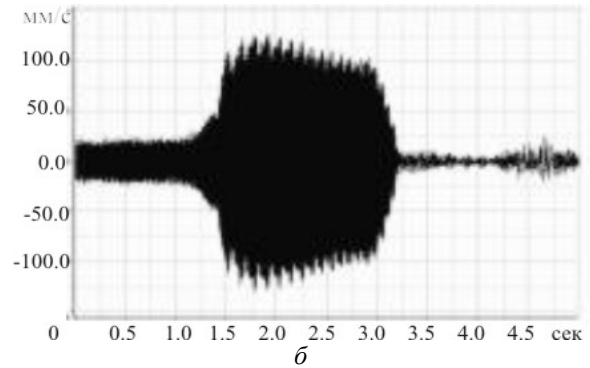
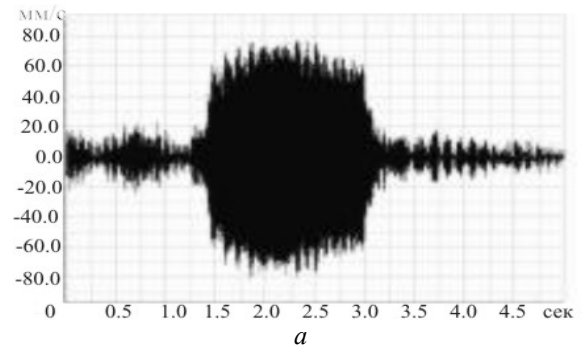


Рис. 1. Временные реализации вибрации картера СТ (а) и передней опоры ПТ (б)

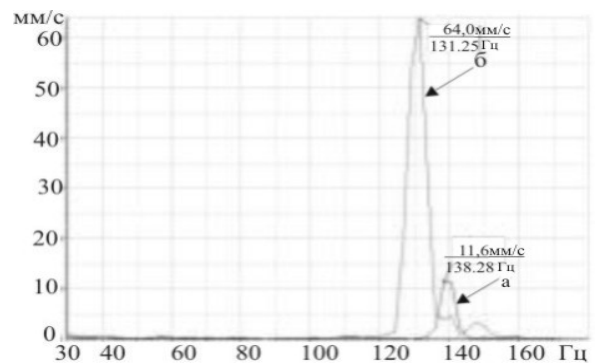


Рис. 2. Спектр вибраций передней опоры ПТ до повышения уровня вибрации (а) и в интервале повышения (б)

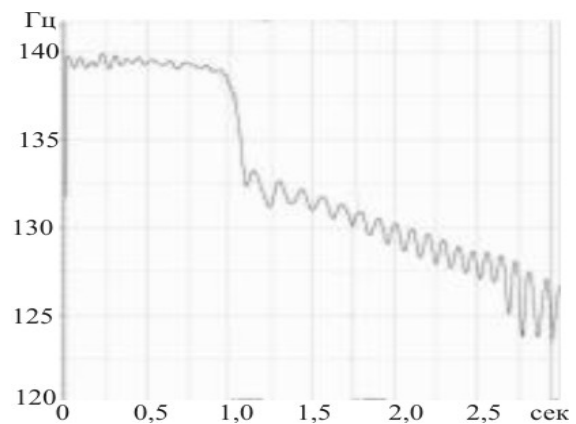


Рис. 3. Изменение частоты составляющей спектра вибрации ПТ

Был выполнен анализ изменения частоты вибрационного процесса в полосе 125-145 Гц по методике, изложенной в [2]. Полученные данные (рис. 3) показывают, что до момента повышения уровня (в интервале 0,5–1 с) частота гармоники меняется случайным образом вокруг среднего значения, а далее наблюдается падение среднего значения частоты.

Использование непрерывного вейвлет-преобразования [3] даёт возможность выполнить частотно-временной анализ (рис.4).

Представленные данные также показывают, что увеличение интенсивности гармоники происходит с уменьшением её частоты. Изменение частоты регистрируемой вибрации при постоянной частоте вращения ротора ($f_{\text{вр}}$) возможно в следующих двух случаях. Первый – попадание масла внутрь ротора. В этом случае частота вибрации составляет $\sim 0,93$ от частоты вращения ротора. При этом увеличение уровня вибрации, как правило, регистрируется на всех режимах работы двигателя. Второй случай – проскальзывание наружного кольца подшипника в посадочном

месте. В этом случае вместо частоты $f_{\text{вр}}$ будет регистрироваться разностная частота ($f_{\text{вр}} - f_{\text{вр1}}$), где $f_{\text{вр1}}$ – частота вращения наружного кольца подшипника. Обычно этот дефект диагностируется по спектру огибающей путём выделения модулирующих гармоник высокочастотной вибрации [4], что в рассматриваемом случае выполнить невозможно из-за ограниченного частотного диапазона регистрируемой вибрации.

Совокупность полученных результатов дала основание высказать предположение, что кратковременный рост интенсивности вибрации двигателя и нагрузки вызван проскальзыванием наружной обоймы подшипника в передней опоре ПТ. Его разборка подтвердила предположение.

Таким образом, проведённый анализ позволил выявить проскальзывание наружной обоймы подшипника в случае, когда исследуемый частотный диапазон ограничен частотой первой роторной гармоники и диагностика дефекта по высокочастотной вибрации невозможна.

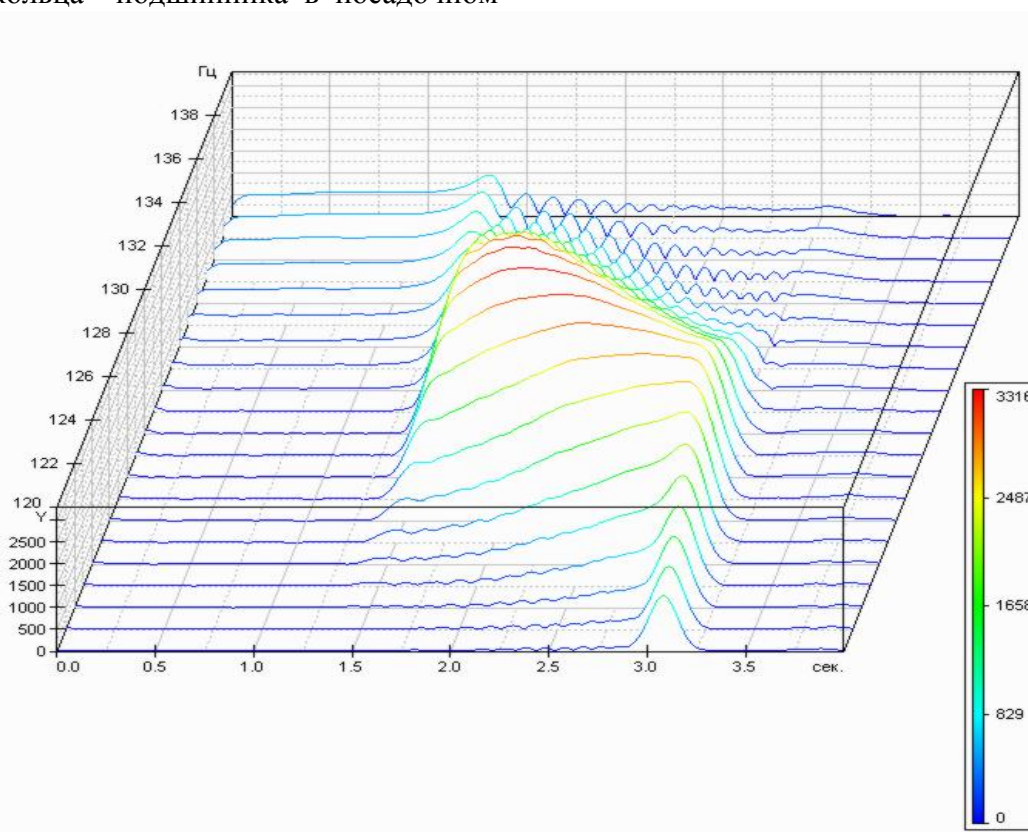


Рис. 4. Вейвлет-преобразование (морлет-вейвлет, $m=40$) вибрации ПТ

В процессе сдаточных-контрольных испытаний одного из трёхвальных ГТД проявилась повышенная вибрация по передней опоре двигателя (до 30 мм/с) на частоте вращения ротора низкого давления. Его подбалансировка на стенде не дала положительных результатов. На рис. 5 представлена каскадная демодуляция с предварительным выделением максимумов широкополосной вибрации и последующим расчётом спектра огибающей. На спектре каскадной демодуляции наиболее интенсивными являются гармоники, кратные третьей. По данным работы [5] это указывает на увеличенный радиальный зазор в передней опоре.

Разборка изделия показала наличие многочисленных отклонений в геометрических размерах демпфера. В данном типе двигателей используется гидродинамический демпфер с упругими кольцами. На внутренней и наружной поверхностях колец имеются выступы по окружности,

расположенные в шахматном порядке. Их количество и геометрические размеры определяются нормативным документом ОСТ 1.14724-90. Дефектация ряда двигателей с повышенной вибрацией по ротору НД показала, что не было обеспечено соблюдение ряда размеров этих колец, вызвавшее их относительное перемещение. Спектр каскадной демодуляции имеет вид, соответствующий проскальзыванию наружной обоймы подшипника для опоры без демпфера (рис.5). В случае нормальной работы демпфера спектр каскадной демодуляции имеет вид, представленный на рис. 6.

При испытаниях одного из трёхвальных ГТД снижение интенсивности первой роторной гармоники НД удалось достичь путём замены жиклёра подачи масла в демпфер с отличающейся площадью отверстия на 16,5% относительно требуемого на жиклёр с площадью отверстия по техническим условиям.

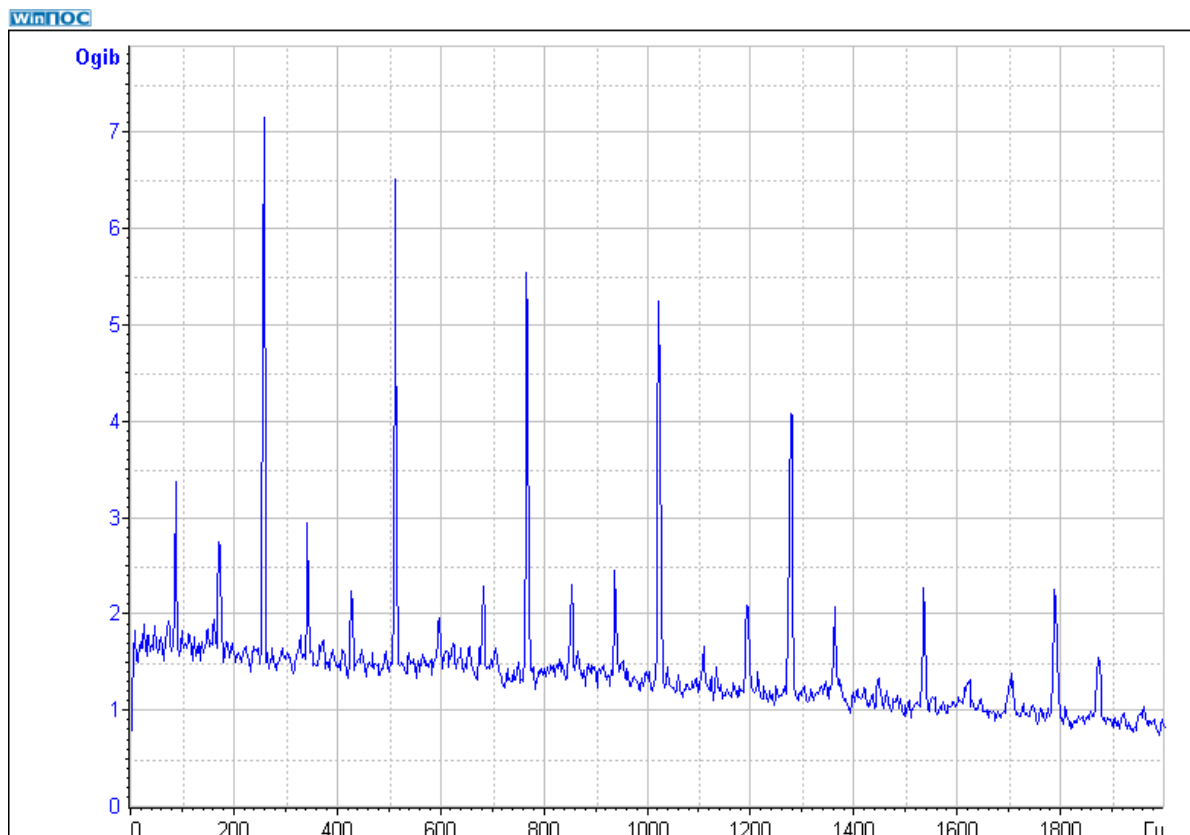


Рис. 5. Каскадная демодуляция
(выделение максимумов широкополосного процесса + огибающая, $\Delta f_{\phi} = 16000 - 18200$ Гц)

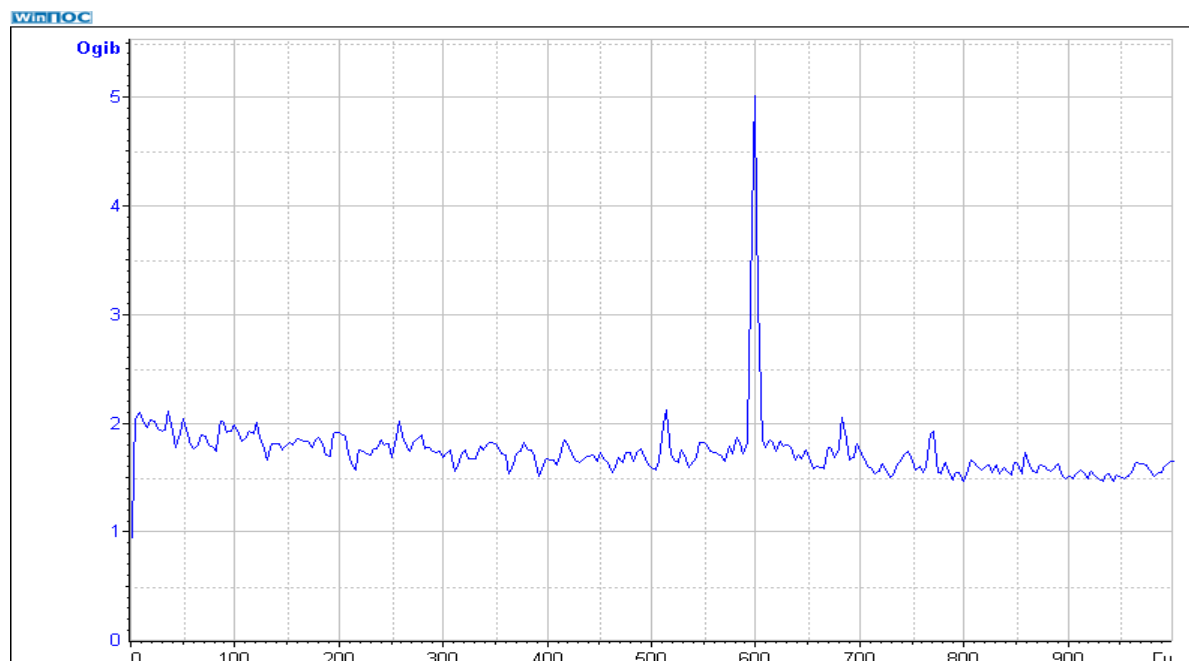


Рис. 6. Каскадная демодуляция вибрации двигателя при нормальной работе гидродинамического демпфера $\Delta f_{\phi} = 16000 - 18200$ Гц

Многовальные ГТД имеют протяжённые валы низкого давления. Как показывает практика, на интенсивность составляющей вибрации на частоте вращения ротора оказывает существенное влияние качество укладки двигателя на стенде. В практике встречались случаи, когда снижение уровня вибрации ниже установленных норм на этой частоте достигалось за счёт повторной переукладки двигателя или незначительного перемещения (в пределах 1 мм) в вертикальной плоскости его задней подвески. В некоторых случаях переукладка двигателей позволяла снизить интенсивность первой роторной гармоники НД на стационарном режиме работы до 18 мм/с. Косвенно качество укладки двигателя можно проконтролировать по изменению интенсивности лопаточной гармоники турбины НД. В приведённом выше случае её интенсивность уменьшилась со 181 до 15 м/с². Иногда качество укладки двигателя можно установить по наличию или отсутствию модуляции частотой вращения ротора НД лопаточной гармоники турбины ротора высокого давления (ВД). Это связано с соот-

ветствующими задеваниями в лабиринтных уплотнениях.

В процессе испытания одного из двигателей НК-14СТ проявилась повышенная вибрация на маслоколоне свободной турбины по датчикам осевого и вертикального направлений (СТ_в, СТ_ос). На спектре максимумов с вибродатчика СТ_ос чётко просматривается наличие кратных гармоник от частоты вращения ротора турбокомпрессора (ТК) (рис. 7), а также модуляция роторных гармоник разностной частотой между частотой вращения роторов ТК и СТ. Учитывая, что между роторами турбокомпрессора и свободной турбины присутствует только газодинамическая связь, было высказано предположение о том, что модуляция разностной частотой возможна в случае задевания рабочими лопатками компрессора элементов статора. При разборке изделия была выявлена выработка по спецслою на рабочих кольцах 6, 12, 13 ступеней статора компрессора, касание по торцу рабочих лопаток 1–6 ступеней и выработки с заусенцами по торцу лопаток 1–15 ступеней ротора компрессора.

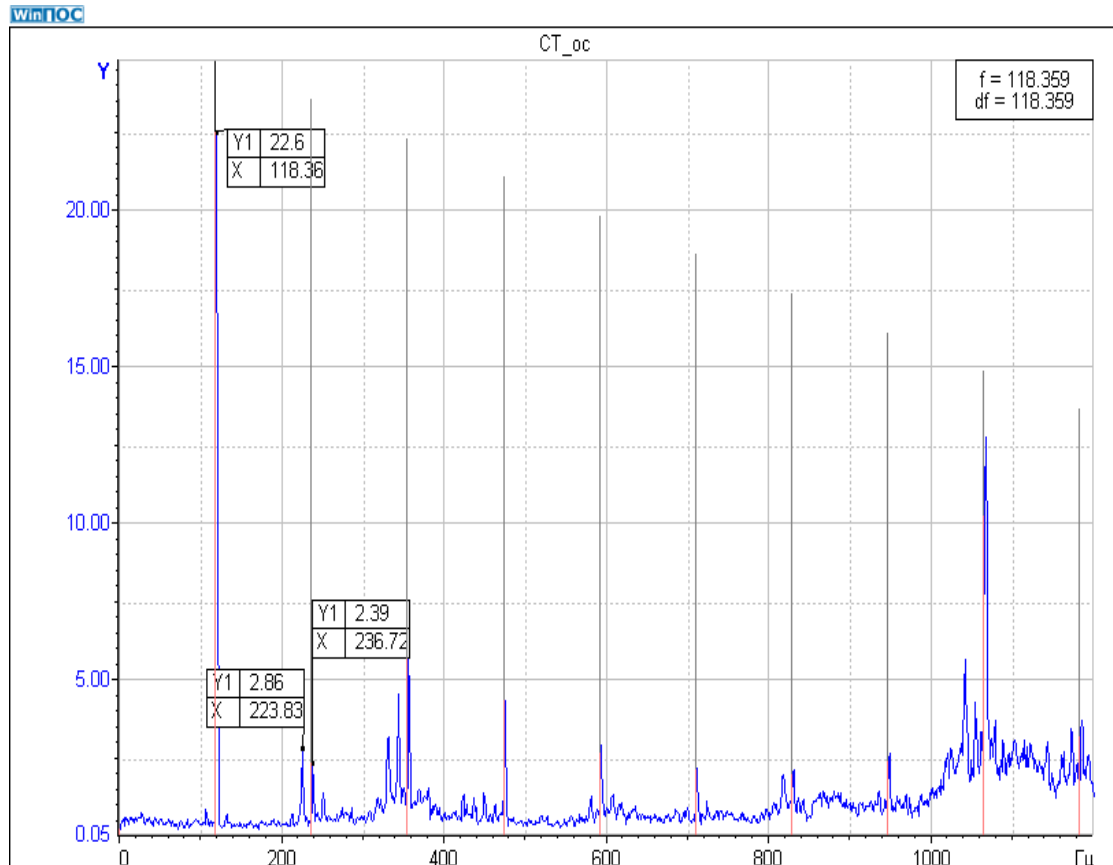


Рис. 7. Спектр максимумов с вибродатчика CT_oc

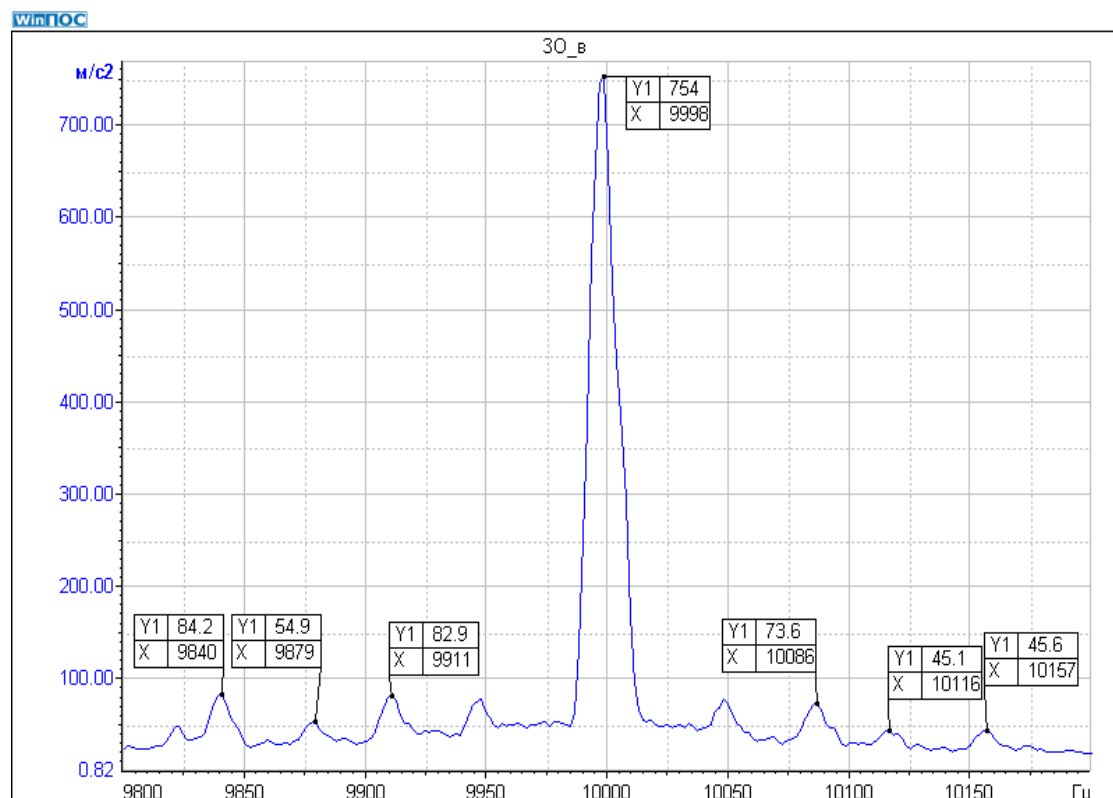


Рис. 8. Автоспектр в районе лопаточной гармоника турбины ротора СД

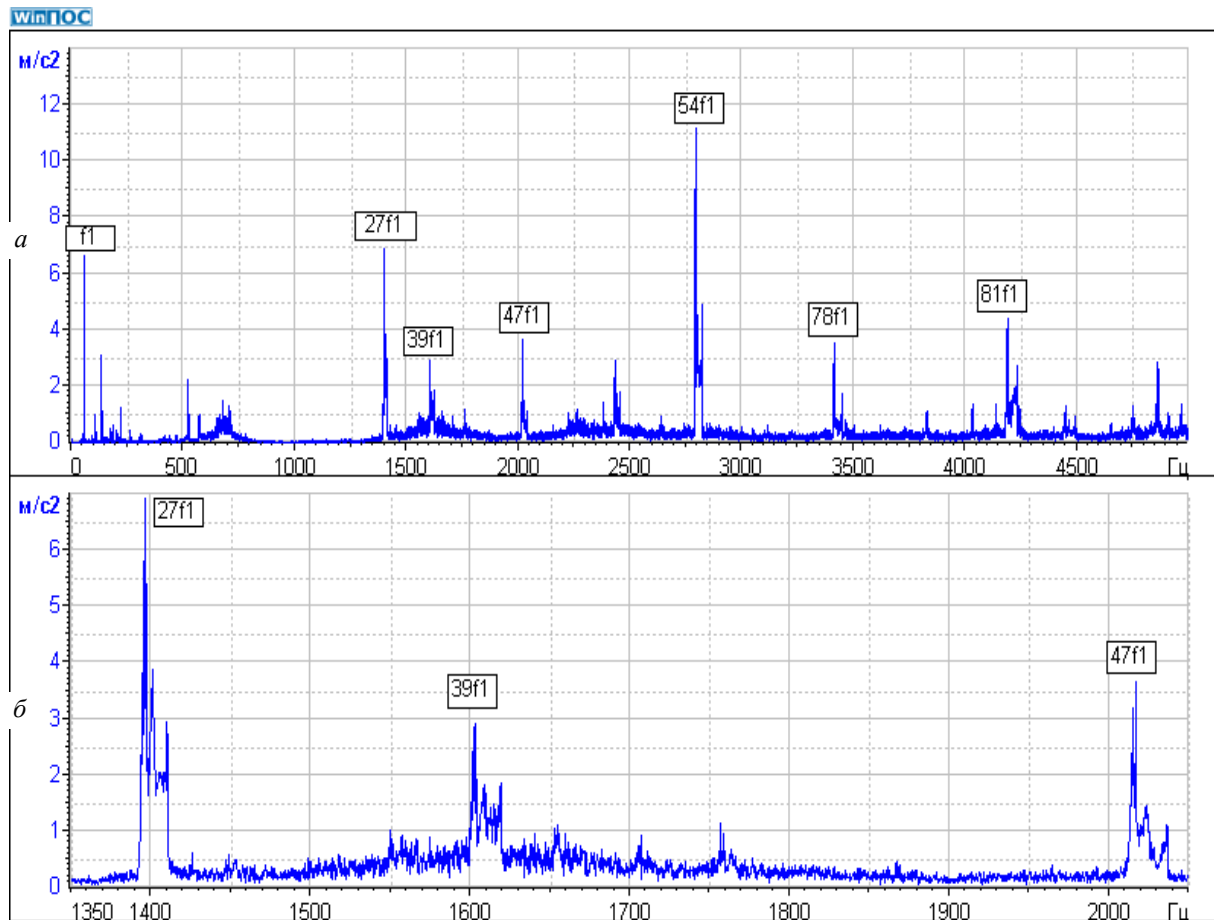


Рис. 9. Автоспектр виброускорения передней опоры на пониженном режиме работы двигателя

В процессе испытаний трёхвального ГТД после его останова отмечалось подклинивание ротора среднего давления (СД). На рис. 8 представлен автоспектр в зоне лопаточной гармоник турбины СД. Из рисунка видно наличие модуляции лопаточной гармоник первыми роторными гармониками всех трёх роторов. Было высказано предположение, что имеет место их взаимное касание в районе турбины через лабиринтные уплотнения. Разборка изделия показала наличие следов касания в секторах $\sim 40^\circ$.

При испытании трёхвального ГТД на одном из пониженных режимов была отмечена повышенная вибрация на частоте вращения ротора НД (f_1). Анализ на предмет выявления причин повышенной вибрации механического происхождения не дал положительных результатов. Было обращено внимание на наличие кратных лопаточных гармоник от всех трёх ступе-

ней компрессора НД (рис. 9, а). На этих составляющих имеется существенное расширение их спектра (рис. 9, б). Указанные признаки свидетельствуют о возникновении вращающегося срыва в компрессоре НД.

Многолетний опыт выявления причин повышенной вибрации ГТД при их стендовых испытаниях позволил предложить следующую типовую методику выявления причины повышенной вибрации.

В случае проявления повышенной вибрации, показанной стендовой виброизмерительной аппаратурой, параллельно «штатным» вибродатчикам устанавливаются дополнительные, обеспечивающие измерение вибрации в достаточно широком диапазоне частот (25 – 30 кГц). После регистрации вибрационных процессов проводится их обработка по следующей схеме.

Шаг 1. Расчёт автоспектра виброскорости (в диапазоне до 1 кГц) для подтверждения факта повышенной вибрации и, в случае её наличия, определения частоты гармоник, выявления субгармоник и супергармоник от основной составляющей, оценка соотношения их интенсивностей, присутствие модулирующих составляющих и нехарактерных шумовых компонентов.

Шаг 2. Определение по фазе взаимного спектра к какому из вибродатчиков находится ближе источник повышенной вибрации.

Шаг 3. Расчёт автоспектра ускорений в широком частотном диапазоне:

- для определения структуры спектра и выявления нетипичных областей;
- оценки наличия модулирующих составляющих высокочастотных компонентов;

- выбора частотных областей для получения спектра огибающей.

Шаг 4. Получение спектров огибающей в выбранных частотных областях для идентификации возможных дефектов.

Шаг 5. Расчёт спектра максимумов:

- для выявления модулирующих составляющих в широком диапазоне частот;
- определения частотных зон для каскадной демодуляции на базе максимумов широкополосной вибрации.

Шаг 6. Каскадная демодуляция на базе максимумов широкополосной вибрации:

- узкополосная фильтрация максимумов в частотных зонах, определённых в шаге 5;
- расчёт огибающей с целью выявления возможных дефектов.

Шаг 7. В случае необходимости повторение процедуры каскадной демодуляции на основе данных шага 6.

Библиографический список

1. Бендат Дж., Пирсол Л. Применение корреляционного и спектрального анализа. М.: Мир, 1983. 540 с.

2. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В., Бит-Зая А.В., Росляков А.В. Оценка ширины дискретных составляющих спектра вибрации энергетических машин // Известия Самарского научного центра РАН. Спец. выпуск. «Проблемы железнодорожного транспорта на современном этапе развития». 2006. С. 194-197.

3. Добеши И. Десять лекций по вейвлетам. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотичная динамика», 2001. 464 с.

4. Барков А.В., Баркова Н.А., Азовцев А.Ю. Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации: учебное пособие. СПб.: СПбГМТУ, 2000. 159 с.

5. Фирсов А.В., Посадов В.В. Диагностика дефектов подшипников качения при стендовой доводке малоразмерного высокооборотного газотурбинного двигателя с помощью спектрального анализа вибрации // Контроль. Диагностика. 2013. № 7. С. 40-47.

Информация об авторах

Сундуков Александр Евгеньевич, кандидат технических наук, директор ООО «ТурбинаСК». E-mail: sunduckov@mail.ru. Область научных интересов: виброметрия и вибродиагностика.

Сундуков Евгений Васильевич, кандидат технических наук, начальник комплексной научно-исследовательской

лаборатории, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: виброметрия и вибродиагностика.

Плотников Сергей Михайлович, инженер-конструктор, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: виброметрия и вибродиагностика.

IDENTIFYING THE CAUSES OF EXCESSIVE VIBRATION IN GAS TURBINE ENGINES IN THE COURSE OF THEIR RIG TESTS

© 2015 A. E. Sundukov¹, E. V. Sundukov², S. M. Plotnikov²

¹LLC «Turbina SK», Samara, Russian Federation

²JSC «KUZNETSOV», Samara, Russian Federation

Examples of identifying the causes of high vibration of engines during rig tests based on many years of experience in evaluating the vibration behavior of gas turbine engines are presented in the paper. Defects such as slippage of the outer bearing support, failure to comply with the geometric parameters of the hydrodynamic damper with elastic rings and the conditions of oil feeding, unsatisfactory laying of the engine on the engine frame, rubbing of individual elements of the rotors, their wedging and rotational stall are diagnosed. The practice of using modern methods of processing and analysis of vibration processes that makes it possible to optimize the amount of subsequent work with the engine is shown, with the above-mentioned defects taken as an example. A standard technique for diagnosing the causes of excessive vibration in gas turbine engines using the most efficient methods of signal processing is proposed on the basis of the experience gained. In case of detecting high vibration by bench vibration measuring apparatus we propose to install additional vibration sensors with the registration of vibration in the frequency range of up to 30 kHz parallel to the standard vibration sensors. This is followed by sequential data processing with obtaining autospectrums in speed and acceleration, calculation of the cospectrum, the spectrum of highs, the envelope spectrum, cascade demodulation on the basis of highs, multiple iterations of the cascade demodulation procedure. The effectiveness of the proposed method has been confirmed by many years of its practical use and can be applied both in the conditions of the test bench and in operation for the evaluation of the engines's health.

Gas turbine engine, excessive vibration, defect, vibration diagnostics.

References

1. Bendat J., Piersol L. *Primenenie korrelyatsionnogo i spektral'nogo analiza* [Application, int sсион and spectral analysis]. Moscow: Mir Publ., 1983. 540 p.
2. Sundukov A.E., Sundukov E.V., Bit-Zaya A.V., Roslyakov A.V. Evaluation of the width of the discrete components of the spectrum of vibration energy machines. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. Spets. vypusk. «Problemy zheleznodorozhnogo transporta na sovremennom etape razvitiya»*. 2006. P. 194-197. (In Russ.)
3. Daubechies I. *Desyat' lektiy po veyvletam* [Ten lectures on vavle there]. Izhevsk: NITs «Regulyarnaya i khaotichnaya dinamika» Publ., 2001. 464 p.
4. Barkov A.V., Barkov N.A., Azovtsev A.Y. *Monitoring i diagnostika rotornykh mashin po vibratsii* [Monitoring and diagnostic rotating machines by vibration: a tutorial]. SPb.: State Marine Technical University of St. Petersburg Publ., 2000. 159 p.
5. Firsov A.V., Posada V.V. Diagnosis of defects of rolling element bearings at poster's argument-CI small-sized high-speed gas-turbine engine using a spectraltion of vibration analysis. *Testing. Diagnostics*. 2013. No. 7. P. 40-47. (In Russ.)

About the authors

Sundukov Alexander Yevgenyevich, Candidate of Science (Engineering), Director of LLC «Turbina SK», Samara, Russian Federation. E-mail: sunduckov@mail.ru. Area of Research: vibrometry and vibration diagnostics.

Sundukov Yevgeny Vasilyevich, Candidate of Science (Engineering), Head of

Integrated Research Laboratory, JSC «KUZNETSOV», Samara, Russian Federation. Area of Research: vibrometry and vibration diagnostics.

Plotnikov Sergey Mikhailovich, design engineer, JSC «Kuznetsov», Samara, Russian Federation. Area of Research: vibrometry and vibration diagnostics.

УДК 621.83:621.452.3

**К ВОПРОСУ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ИЗНАШИВАНИЯ
ШЕСТЕРЁН РЕДУКТОРА ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ**© 2015 А. Е. Сундуков¹, Е. В. Сундуков², С. М. Плотников²¹ООО «Турбина СК», г. Самара²ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

В статье рассмотрены особенности структуры спектра вибрации дифференциального редуктора ТВД при изнашивании зубьев центральной шестерни и предложена методика вибродиагностики данного дефекта. Установлено, что износ приводит к появлению в спектре максимумов широкополосной вибрации ряда кратных гармоник, включающих в себя, в том числе, зубцовые. Частота первой гармоники этого ряда определяется произведением частоты вращения центральной наружной шестерни на число изношенных зубьев. Показано, что повышенная интенсивность одной из составляющих этого ряда явилась причиной усталостной поломки рабочей лопатки одной из ступеней компрессора. Сравнительный анализ автоспектров, спектра максимумов, спектра огибающей и данных каскадной демодуляции показал, что в данном случае наиболее информативным является автоспектр. На базе статистики отремонтированных редукторов и редуктора с износом, превышающим норму в два раза, для двух наиболее информативных составляющих спектра получены пороговые значения, позволяющие выявлять редукторы с недопустимой величиной износа зубьев. Анализ статистики вибрации редукторов отремонтированных изделий выявил наличие составляющей, характеризующей относительное биение центральной наружной шестерни и сателлитов. Установлено, что её интенсивность от двигателя к двигателю отличается более чем на порядок. Влияние этого биения рассматривается как одна из основных причин повышенного износа. Исследование влияния данного фактора на развитие дефекта определяется как направление дальнейших исследований.

Турбовинтовой двигатель, дифференциальный редуктор, износ зубьев, вибродиагностика.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-193-201

Зубчатые механизмы и особенно редукторы авиационных газотурбинных двигателей являются одними из наиболее нагруженных узлов. Как показывают многочисленные исследования, нормально функционирующее зубчатое зацепление генерирует колебания, вызванные двумя основными факторами:

- периодическим изменением жёсткости зубьев по фазе зацепления;
- погрешностями изготовления и монтажа.

Погрешности изготовления вызывают шаговую погрешность зубьев. Погрешность монтажа характеризуется перекосом осей, нарушением соосности валов, боковых зазоров и т.д. Следовательно, даже нормально функционирующее зубчатое зацепление обладает определённой виброактивностью, генерируя колебания в широком диапазоне частот. Эксплуатационные дефекты (абразивное из-

нашивание, выкрашивание, заедание, трещины, сколы, поломка зуба и т.д.) приводят к возбуждению дополнительных колебаний, что делает возможным вибродиагностику этих дефектов.

Редукторы турбовинтовых двигателей (ТВД), как правило, планетарного типа, что вызывает определённые особенности в возбуждении и распространении их колебаний от источника до места размещения вибродатчика. Поэтому задача вибродиагностики технического состояния редуктора достаточно сложна. Это связано как со сложностью их кинематики, так и с особенностями формирования суммарного сигнала вибрации такого механизма, приводящими к несовпадению фактических частот возбуждения колебаний в подвижной системе координат с частотами, воспринимаемыми вибродатчиками, установленными на корпусе редуктора [1].

При доводке ТВД с дифференциальным редуктором отмечались случаи усталостных поломок ряда элементов компрессора. Было установлено, что это явление связано с повышенной виброактивностью редуктора, вызванной изнашиванием зубьев его шестерён, приводящей к появлению значительного фланка у головки и ножки зуба [2,3]. Главным образом, дефект проявляется на зубьях центральных шестерён. Изнашивание неравномерное: наибольшее – у трёх зубьев, симметрично расположенных по окружности; у трёх равномерно расположенных зубьев на центральной внутренней шестерне его практически нет; изношен каждый третий зуб центральной наружной шестерни.

Для устранения данного дефекта был выполнен комплекс работ по частотной отстройке, упрочнению, оптимизации технологических процессов изготовления элементов компрессора двигателя, внедрению ряда мероприятий в процесс изготовления зубчатых колёс и контроля их качества [2]. Это позволило на многие годы решить вышеотмеченные проблемы. Однако при наличии отклонений в сборке отремонтированных редукторов были отмечены случаи проявления ряда дефектов, в том числе сквозная трещина протяжённостью ~ 13 мм, идущая от входной кромки рабочей лопатки 7-й ступени компрессора. Это является следствием излома усталостного характера. Исследования показали отсутствие дефектов металлургического происхождения. Расположение трещины указывает на колебания резонансного характера по форме f_{1-2} (частота ~ 2900 Гц). Разборка двигателя показала наличие значительного изнашивания зубьев шестерён редуктора. Соответствующие максимальные значения у головки и ножки зубьев центральной внутренней шестерни составили 0,02 мм (по техническим условиям $\leq 0,01$ мм). Для выявления основных причин изнашивания зубьев и разработки методики диагностики этого дефекта был выполнен комплекс работ по анализу вибрации редукторов с использо-

ванием помимо простых методов анализа сигналов (таких как автоспектры) других, более сложных (анализ амплитудной и частотной огибающих, спектров максимумов, каскадной демодуляции и т.д.).

На рис. 1 представлена кинематическая схема одноступенчатого дифференциального редуктора с тремя двухрядными сателлитами. Ведомые валы противоположного вращения имеют одинаковые обороты. Вал переднего винта соединён с сателлитодержателем. Вал заднего винта связан с центральной наружной шестерней через шлицевую муфту и соединительный диск. Приводной вал передним шлицевым концом входит в центральную внутреннюю шестерню, задним – в вал компрессора. Передаточное отношение редуктора $i = 11,333$.

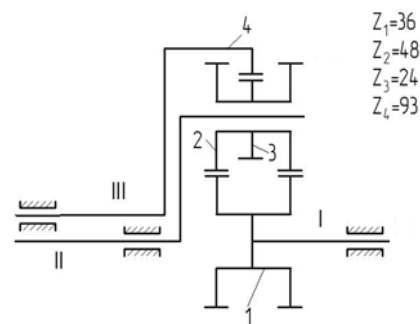


Рис. 1. Кинематическая схема редуктора

Номинальные обороты: $n_I = 8300$ об/мин, $n_{II} = n_{III} = n_I/i = 8300/11,333 = 732$ об/мин.

Обороты в приведённом вращении (при остановленном водиле):

- $n_1 = n_I - n_{II} = 8300 - 732 = 7568$ об/мин ($f_1 = 126,13$ Гц);

- $n_2 = n_3 = n_I \cdot Z_1/Z_2 = 7568 \cdot \frac{36}{48} = 5676$ об/мин ($f_2 = f_3 = 94,60$ Гц);

- $n_4 = n_3 \cdot Z_3/Z_4 = 5676 \cdot \frac{24}{93} = 1465$ об/мин ($f_4 = 24,42$ Гц).

Тогда частоты пересопрежения зубьев составят:

- центральной внутренней шестерни и блока сателлитов

$$f_{Z1} = n_I \cdot Z_1/60 = 7568 \cdot \frac{36}{60} = 4540,8 \text{ Гц,}$$

кратность относительно частоты вращения ротора турбокомпрессора

$$k_1 = f_{Z1} \cdot 60 / n_1 = 4540,8 \cdot 60 / 8300 \approx 32,82;$$

- центральной наружной шестерни и блока сателлитов

$$f_{Z4} = n_4 \cdot Z_4 / 60 = 1465 \frac{93}{60} = 2270,75 \text{ Гц,}$$

кратность

$$k_4 = f_{Z4} \cdot 60 / n_1 = 2270,75 \cdot 60 / 8300 \approx 16,41.$$

При биении зубчатых колёс возможно появление составляющих вибрации на разностных частотах:

- $f_3 - f_4$ – при относительном биении центральной наружной шестерни и сателлитов (~70 Гц);

- $f_1 - f_2$ – при относительном биении центральной внутренней шестерни и сателлитов (~102 Гц).

На первом этапе измерение вибрации проводилось по трём вибродатчикам взаимно перпендикулярного направления, установленным на передней опоре двигателя, и по трём – на картере вала заднего винта. Предварительный анализ данных измерений показал, что наиболее информативными являются показатели вибродатчиков вертикального направления на картере вала заднего винта (КВЗВ_в) и на передней опоре (ПО_в), которые и использовались в дальнейших исследованиях.

На рис. 2, 3 представлены автоспектры и спектры максимумов [4] двух изделий:

- рис. 2 – изделие, прошедшее ремонт, состояние зубьев шестерён соответствует ТУ;

- рис. 3 – изделие, возвращённое из эксплуатации с вышеуказанным дефектом шестерён редуктора.

Данные рис. 2 отличаются только измеренными уровнями интенсивности составляющих спектра, их структура практически одинакова. На рис. 3 спектры отличаются как по уровню, так и по структуре. Здесь на спектре максимумов чётко прослеживается наличие составляющих, принадлежащих одному ряду. Около отдельных из них (например, 3807 Гц, 6843 Гц) присутствуют модулирующие составляющие. Гармоника на частоте 3807 Гц модулирована составляющими на частотах ~ 12 Гц (частота враще-

ния блока сателлитов) и ~ 70 Гц, которая идентифицируется как разностная ($f_3 - f_4$) в приведённом вращении (рис. 4). Интенсивность разностной составляющей характеризует величину их относительного биения. Составляющая 6843 Гц модулирована частотой ~ 12 Гц и частотой вращения центральной внутренней шестерни, что указывает на наличие дефектов на её зубьях (рис. 5).

Первую составляющую ряда спектра максимумов можно определить как произведение количества изношенных зубьев центральной наружной шестерни (31) на частоту вращения в относительном движении. При номинальной частоте вращения центральной внутренней шестерни частота первой составляющей ряда ~ 760 Гц. С другой стороны, её кратность относительно частоты вращения турбокомпрессора 16,41/3.

В ранних исследованиях было выявлено, что постановка в редуктор изношенной центральной внутренней шестерни приводит к появлению в автоспектре составляющей с кратностью 21,88. Физическая природа этой гармоникой тогда не была установлена. Как видно из рис. 3, б, она принадлежит ряду с шагом ~ 760 Гц. Частота этой составляющей близка к частоте колебаний рабочей лопатки 7-й ступени компрессора по форме f_{1-2} . На низких режимах работы двигателя (например, 0,4Ne) эти частоты практически совпадают.

При дальнейших исследованиях было обращено внимание на наличие достаточно интенсивной составляющей на частоте ~ 70 Гц ($f_3 - f_4$). Причём эта составляющая проявляется только на вибродатчиках, установленных на картере вала заднего винта. Анализ статистики отремонтированных двигателей (18 штук) показал, что её амплитудные значения меняются в достаточно широких пределах – от 10 до 100 м/с², что свидетельствует о большом разбросе значений величины биения сателлитов, которое может служить одной из основных причин изнашивания зубьев редуктора.

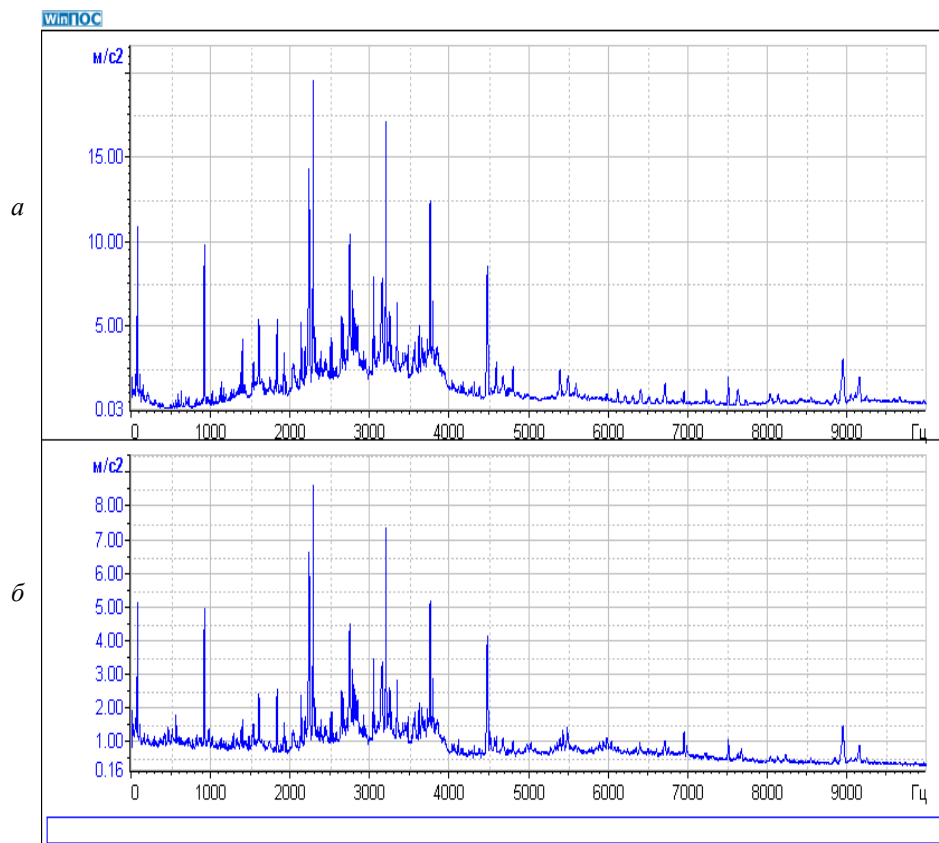


Рис. 2. Автоспектр (а) и спектр максимумов (б) ТВД после ремонта на режиме 0.7 Ne

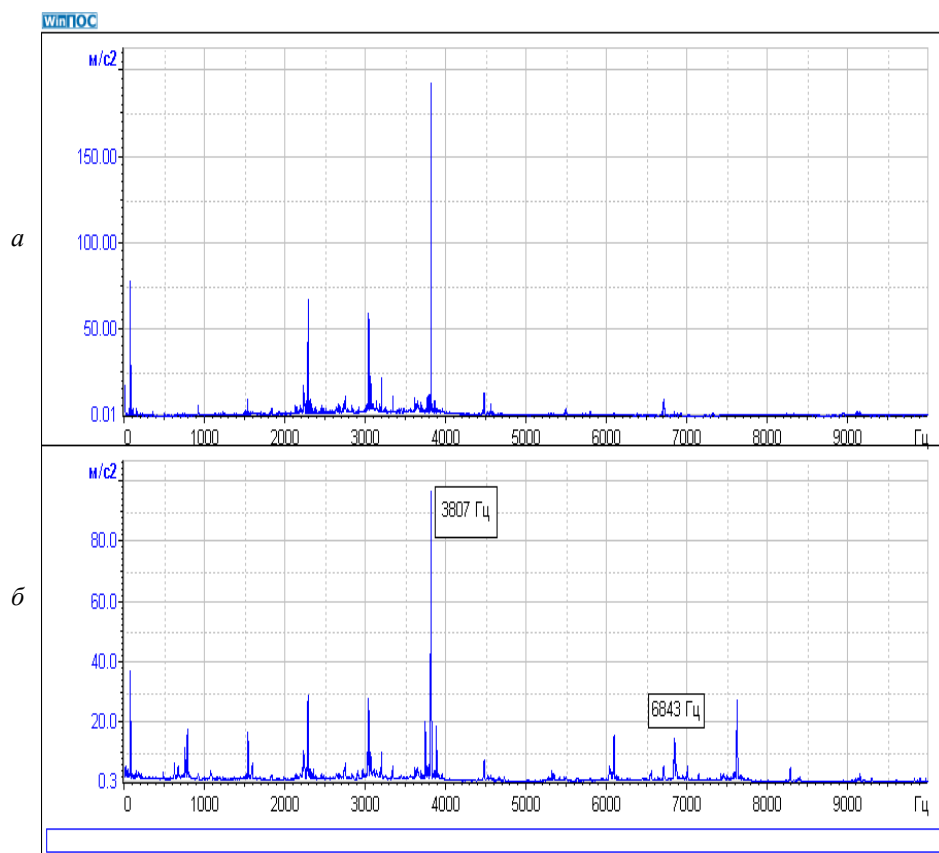


Рис. 3. Автоспектр (а) и спектр максимумов (б) ТВД с дефектом зубьев шестерён редуктора (режим 0.7 Ne)

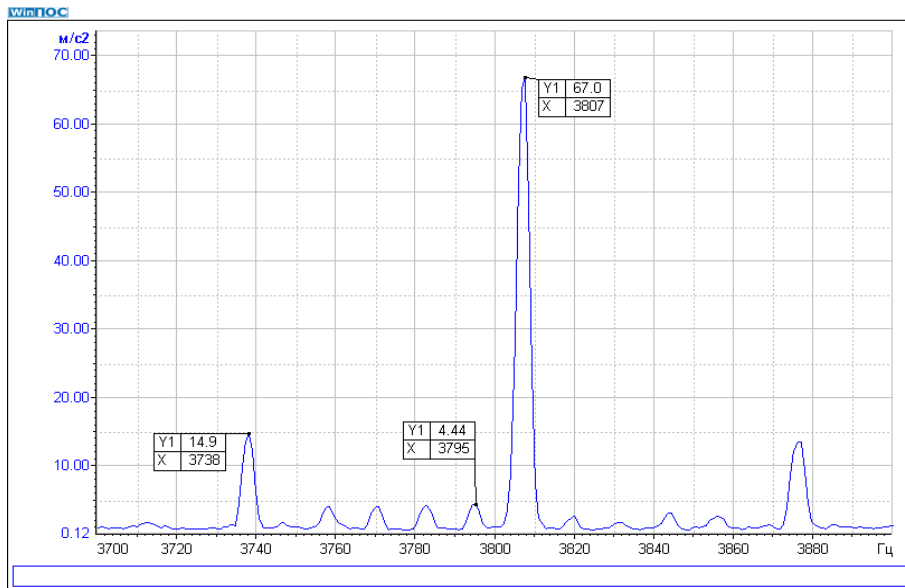


Рис. 4. Спектр максимумов на режиме 0.7 Ne в районе составляющей 3807 Гц

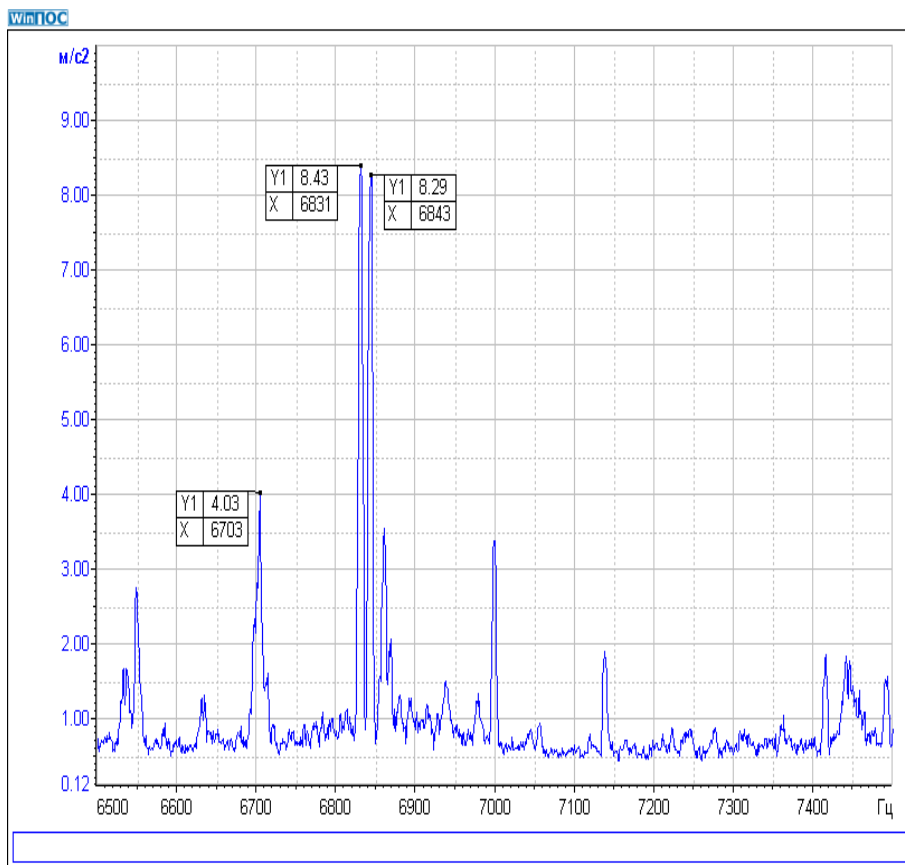


Рис. 5. Спектр максимумов на режиме 0.7 Ne в районе составляющей 6843 Гц

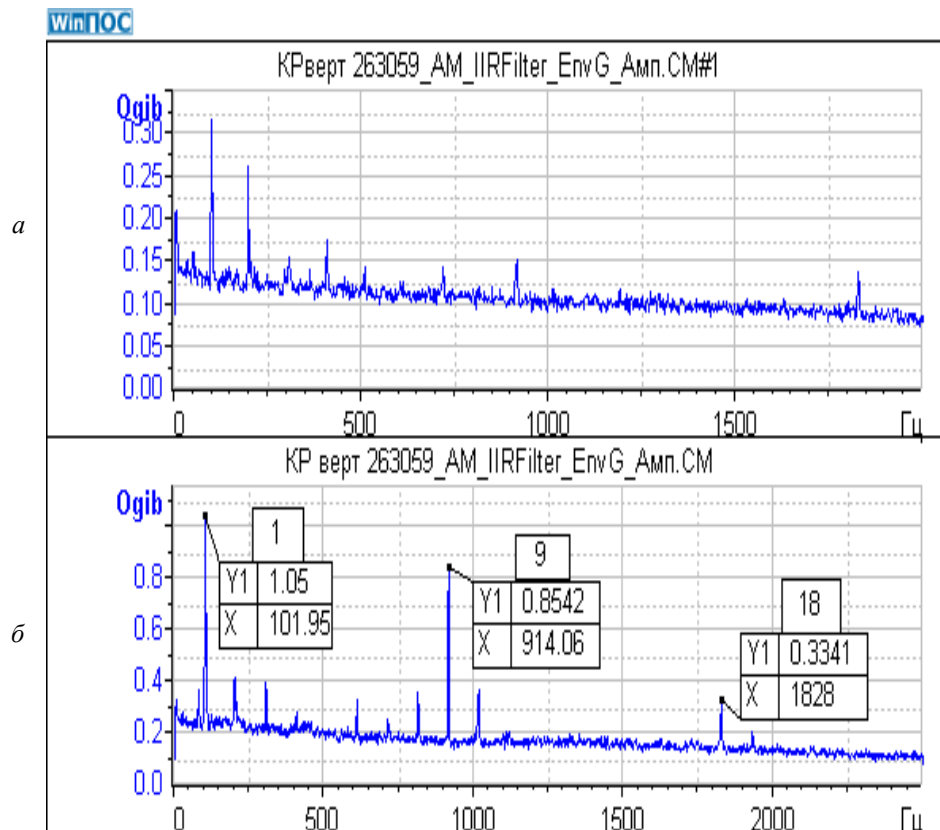


Рис. 6. Спектры огибающей:

- а – двигателя с минимальной интенсивностью составляющей f_{3-4} ($\Delta f_{\phi} = 17500 - 22000$ Гц);
 б – двигателя с дефектом шестерён ($\Delta f_{\phi} = 20500 - 25500$ Гц)

Сопоставление спектров огибающей (рис. 6) для двигателя с минимальной интенсивностью составляющей f_{3-4} (10 м/с^2) с двигателем, имеющим отмеченный выше дефект (интенсивность на частоте f_{3-4} 92 м/с^2), показывает:

- наличие ряда гармоник с шагом ~ 102 Гц в спектре огибающей двигателя с дефектом, причём в более высокочастотной зоне выражены 9, 18 гармоники этой частоты;

- на двигателе с минимальным значением интенсивности составляющей f_{3-4} присутствуют в основном только кратные винтовые гармоники.

Частота девятой гармоники от 102 Гц определяется её произведением на число сателлитов и количеством зубьев с максимальным износом на центральной внутренней шестерне.

Были оценены несколько вариантов диагностических параметров (D):

- модуль n -мерных векторов

$$D_n = \left(\sum_{i=1}^n A_i^2 \right)^{1/2},$$

где A_i – интенсивность i -й составляющей ряда гармоник в автоспектре и спектре максимумов (ряды с шагом ~ 760 Гц) и спектре огибающей (ряд с шагом 102 Гц), n – число составляющих;

- интенсивность отдельных дискретных составляющих (анализировалась гармоника с кратностью 21,88, которая проявлялась в ранних исследованиях при постановке в редуктор центральной внутренней шестерни с изношенными зубьями, и 27,35 – как наиболее интенсивная в автоспектре и спектре максимумов в ряде с шагом по кратностям 16,41/3 для случая изделия с изнашиванием).

В соответствии с рекомендациями (ГОСТ Р ИСО 13373-2-2009) для каждого рассмотренного диагностического параметра был рассчитан уровень «Предупреждение» по соотношению $D_{\text{пр}} = D + 2,5 \cdot S$,

где $\bar{D} = \sum_{i=1}^k D_i / k$, – среднее значение диагностического параметра;
 $s = \left[(\bar{D} - D_i)^2 / (k - 1) \right]^{1/2}$ – среднеквадратическое отклонение; D_i – i -е значение диагностического параметра; k – объём выборки.

Расчёт параметра D выполнен по статистике отремонтированных двигателей на четырёх режимах работы: (0.7 номинала, 0.85 номинала, номинальный, максимальный).

В качестве диагностической модели используется логическое соотношение (ГОСТ 20911-89) между величиной диагностического параметра и соответствующим значением уровня «Предупреждение» (базовый уровень). При выполнении условия $D/D_{гр} \leq 1$ считается, что дефект шестерён редуктора отсутствует. При $D/D_{гр} > 1$ констатируется наличие изнашивания зубьев шестерён.

Обработка статистик, полученных по данным спектра огибающей, автоспектра и спектра максимумов и сопоставление значений параметра D с соответствующими величинами для двигателя с дефектом показывает, что наиболее информативными являются интенсивности гармоник с кратностями 21,88 и 27,35, полученные с автоспектров. Соответствующие значения базовых уровней, рассчитанные в соответствии с действующей нормативной документацией, представлены в табл. 1.

Анализ результатов измерений выполняется путём сопоставления измеренных значений интенсивностей гармоник с кратностями 21,88 и 27,35 с соответствующими базовыми уровнями. При превы-

шении хотя бы на одном из исследуемых режимов работы двигателя измеренного значения над базовым делается заключение о наличии изнашивания зубьев шестерён редуктора.

Таблица 1. Базовые уровни, м/с²

Параметр \ Режим	21,88		27,35
	ПО_в	КВЗВ_в	КВЗВ_в
0,7 Ne	8.0	10.5	100.4
0,85 Ne	9.0	9.6	96.9
Ne	9.6	9.1	84.4
max	10.3	9.4	75.3

Таким образом, проведённые исследования позволили установить причину усталостной поломки рабочей лопатки 7-й ступени компрессора и предложить методику вибродиагностики изнашивания зубьев шестерён редуктора.

В качестве дальнейшего направления работ целесообразно:

- получить материалы, позволяющие связать величину структурного диагностического параметра изнашивания зубьев шестерён редуктора с соответствующими параметрами вибрации двигателей;
- провести оценку влияния интенсивности разностной частоты на скорость изнашивания шестерён.

В случае подтверждения её решающего влияния на состояние редуктора определить величину нормы по этому параметру, при которой изнашивание шестерён за время ресурса двигателя не превышает установленной величины.

Библиографический список

1. Генкин М.Д., Соколова А.Г. Виброакустическая диагностика машин и механизмов. М.: Машиностроение, 1987. 288 с.
2. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Известия СНЦ РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.
3. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Методы борьбы с вибрацией в упругих системах с зубчатыми колёсами

// Сборник докладов второй международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин» 15-17 сентября 2014 г. Т. 1. Самара: СГАУ, 2014. С. 291-300.

4. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В. Исследование вибрационного состояния

подшипников качения в процессе их износа. Анализ экспериментальных данных на базе спектра максимумов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2006. № 2(10). Ч. 1. С. 90-93.

Информация об авторах

Сундуков Александр Евгеньевич, кандидат технических наук, директор ООО «ТурбинаСК». E-mail: sundukov@mail.ru. Область научных интересов: виброметрия и вибродиагностика.

Сундуков Евгений Васильевич, кандидат технических наук, начальник комплексной научно-исследовательской

лаборатории, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: виброметрия и вибродиагностика.

Плотников Сергей Михайлович, инженер-конструктор 3 категории, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: виброметрия и вибродиагностика.

VIBRODIAGNOSTICS OF TURBOPROP ENGINE GEARBOX WEAR

© 2015 A. E. Sundukov, E. V. Sundukov, S. M. Plotnikov

¹LLC “Turbina SK”, Samara, Russian Federation

²JSC “KUZNETSOV”, Samara, Russian Federation

The peculiarities of the structure of the vibration spectrum of the turboprop engine differential gear in the case of wear of the central gear teeth are discussed and a technique of vibration diagnostics of the defect is proposed in the paper. It is found that the wear leads to multiple harmonics, including tooth harmonics, in the broadband vibration maxima spectrum. The frequency of the first harmonic of the series is determined by multiplying the speed of rotation of the outer central gear by the number of the worn teeth. It has been shown that increased intensity of one of the components of this series is the cause of the fatigue failure of a rotor blade of one of the compressor stages. Comparative analysis of the autospectra, the spectrum peaks of the spectrum envelope and the data of cascade demodulation show that in this case the autospectra is most informative. On the basis of the statistics of reworked gearboxes and a gearbox with the level of wear twice the norm threshold values were obtained for two of the most informative spectral components. These values make it possible to identify the gear unit with inadmissible degree of wear of its teeth. Statistical analysis of gear vibration of the repaired items revealed the presence of a component that characterizes relative beating of the outer central gear and satellites. It was found that its intensity differs from engine to engine by more than an order of magnitude. The impact of this beating is considered to be one of the main causes of increased wear. The investigation of the effect of this factor on the development of the defect is determined as the line of further research.

Turboprop engine, differential gear, tooth wear, vibration diagnostics

References

1. Genkin M.D., Sokolova A.G. *Vibroakusticheskaya diagnostika mashin i mekhanizmov* [Vibro-acoustic diagnostics of machines and mechanisms]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 288 p.

2. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo*

nauchnogo tsentra RAN. 2014. V. 16, no. 4. P.132-136. (In Russ.)

3. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Methods of vibration controlling in elastic systems with gear wheels. *The Second International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines*. Vol. 1. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. P. 291-300. (In Russ.)

4. Sundukov A.E., Sundukov E.V. Investigation of vibrational state of rolling contact bearings during their runout. Experimental data analysis based upon the spectrum of peaks. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 2(10), part 1. P. 90-93. (In Russ.)

About the authors

Sundukov Alexander Yevgenyevich, Candidate of Science (Engineering), Director of LLC «Turbina SK», Samara, Russian Federation. E-mail: sunduckov@mail.ru. Area of Research: vibrometry and vibration diagnostics.

Sundukov Yevgeny Vasilyevich, Candidate of Science (Engineering), Head of In-

tegrated Research Laboratory, JSC «KUZNETSOV», Samara, Russian Federation. Area of Research: vibrometry and vibration diagnostics.

Plotnikov Sergey Mikhailovich, design engineer, JSC «Kuznetsov», Samara, Russian Federation. Area of Research: vibrometry and vibration diagnostics.

УДК 621.45.01

ОПЫТ ДОВОДКИ ПУСКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВСУ

© 2015 А. Ю. Чечулин

ОАО УАП «Гидравлика», г. Уфа

Описан рабочий процесс камеры сгорания испарительного типа, применяющейся на большинстве типов современных вспомогательных силовых установок (ВСУ), имеющей при установившейся режимной работе высокоэффективный рабочий процесс с высокой полнотой сгорания, низким уровнем выбросов СО и NO_x и малое давление впрыска топлива. Однако пусковые характеристики камеры сгорания испарительного типа требуют совершенствования. Рассматриваются пути совершенствования пусковых характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя (ГТД) с камерой сгорания испарительного типа путём оптимизации количества, месторасположения пусковых форсунок центробежного типа, корректировки закона топливоподачи. При этом приводятся сравнительные расчётно-экспериментальные данные по изменению полноты сгорания топлива, парциальности работы турбины, полей температуры газа перед турбиной. Моделирование процесса запуска осуществляется по разработанной нелинейной динамической модели запуска, в которой полнота сгорания топлива представлена в виде произведения двух составляющих: известного критерия форсирования K_f и составляющей, аппроксимированной в зависимости от теплового состояния испарительной трубки камеры. Проверка запуска двигателя с мероприятиями по доработке камеры сгорания на высотно-климатическом стенде ЦИАМ показала необходимость корректировки характеристики топливоподачи для высотных условий $H \geq 4000$ м. Показана возможность снижения максимальной локальной температуры газа перед турбиной на 50-60°C, расширения диапазона надёжного запуска двигателя по подаче топлива в 1,5-2 раза за счёт проводимых мероприятий.

Пусковые форсунки, температура газа перед турбиной, полнота сгорания топлива, моделирование запуска.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-202-210

Абсолютное большинство существующих в настоящее время отечественных ВСУ (ТА6А, ТА8, ТА12) имеют камеру сгорания испарительного типа [1], в конструкции которой предусматриваются Г-образные испарительные трубки, внутрь которых поступает топливо, подаваемое струйными форсунками. В рабочем состоянии испарительные трубки имеют достаточно высокую температуру, поэтому топливовоздушная смесь ($\alpha = 0,2-0,3$), проходя внутри них и смешиваясь с небольшим количеством воздуха, предварительно подогревается и испаряется, далее поступает во фронтную часть камеры сгорания. Предварительная гомогенизация смеси в испарительных трубках обеспечивает высокоэффективный рабочий процесс камеры сгорания с высокой полнотой сгорания, низким уровнем выбросов СО и NO_x и малое давление впрыска топлива при работе на установившихся режимах. Однако процесс запуска в работу камеры сгорания такого типа сопряжён

с рядом трудностей, связанных с необходимостью разогрева испарительных трубок. Особенно сильно это сказывается в условиях запуска двигателя при низких отрицательных температурах окружающего воздуха, когда для ускорения момента вступления в работу камеры сгорания приходится обогащать подачу топлива в блок пусковых форсунок, что, в свою очередь, вызывает рост давления топлива перед форсункой и увеличение длины факела горящего топлива за ней и, как следствие, догорания топлива на турбине [2-5]. Разогрев испарительных трубок осуществляется с помощью парциально установленного коллектора пусковых центробежных форсунок (рис.1). Парциальность коллектора пусковых форсунок обусловлена малой абсолютной величиной расхода топлива в первоначальный момент времени и сравнительно большой величиной выходного отверстия форсунки из-за возможности засорения.

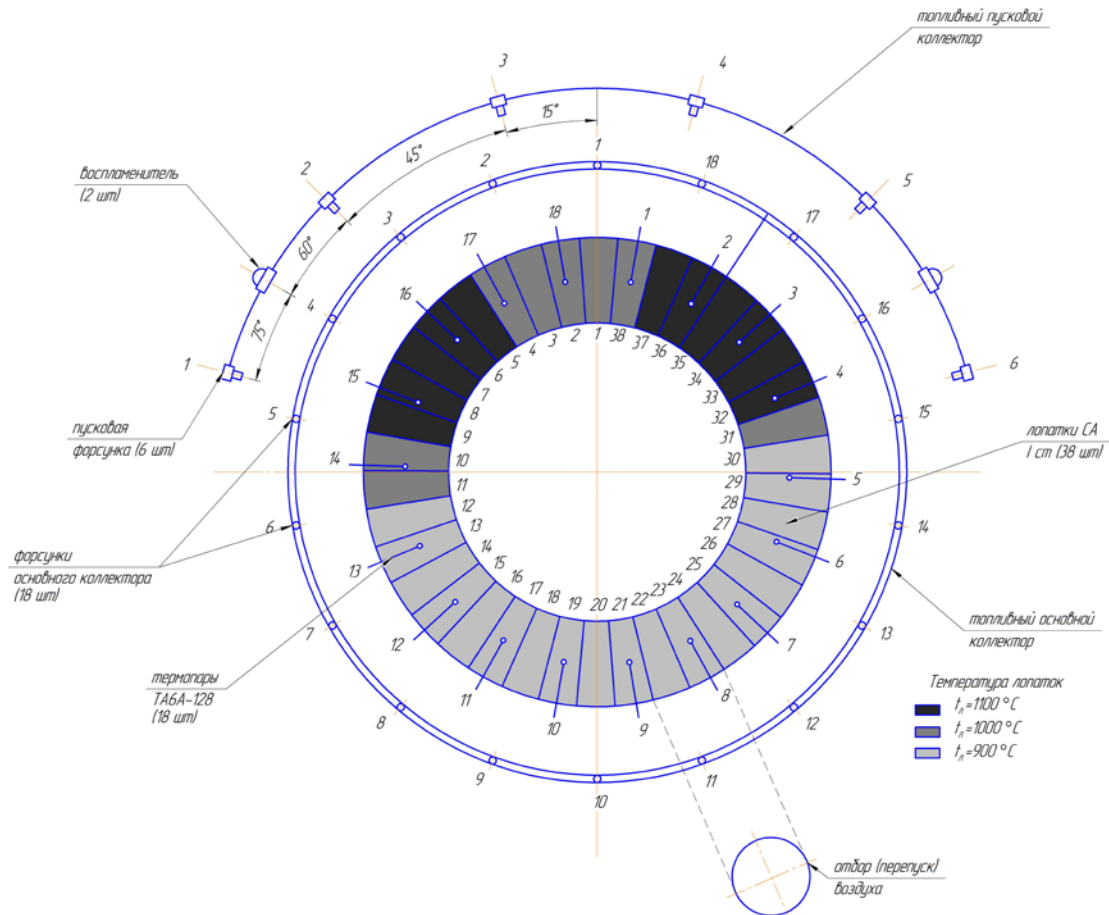


Рис.1. Схема фронтального устройства камеры сгорания испарительного типа с указанием расположения одноточечных термопар замера, лопаток соплового аппарата, патрубка отбора воздуха

На рис. 2 показаны круговые развёртки температурного поля газов на выходе из камеры сгорания двигателя для «холодного» и «горячего» (температура испарительных трубок перед «горячим» запуском $180\text{--}220^\circ\text{C}$) запуска двигателя в характерный момент запуска двигателя ТА6А при частоте вращения ротора = 45 % в момент отключения стартера. Из рис.2 следует, что в этот момент температуры по термопарам, расположенным в верхней части камеры сгорания (напротив пусковых воспламенителей), при «холодном» и «горячем» запусках составляют значения одного уровня $1100\text{--}1200^\circ\text{C}$ (при уровне расчётной среднемассовой температуры на максимальном режиме 850°C), но, если в нижней части камеры сгорания температура при «холодном» запуске остаётся ниже 150°C , то при «горячем» запуске – выше 400°C . Причём уровень максимальных локальных темпе-

ратур при холодном запуске сопоставим с уровнем максимальных локальных температур при «горячем» запуске.

При этом неравномерность температурного поля газов перед турбиной, определённая по соотношению:

$$\theta = (T_{\Gamma \max}^* - T_{\Gamma \min}^*) / \sum_{i=1}^{18} T_{\Gamma i}^* / 18, \quad (1)$$

где $T_{\Gamma \max}^*$, $T_{\Gamma \min}^*$ – соответственно максимальная и минимальная температура по показаниям термопар; $\sum_{i=1}^{18} T_{\Gamma i}^* / 18$ – средняя величина показаний термопар, – при «холодном» запуске существенно выше, чем при «горячем» запуске, особенно на начальном участке ($n=10\%$), где первоначальная разница составляет до 50 %. С ростом частоты вращения эта разница уменьшается.

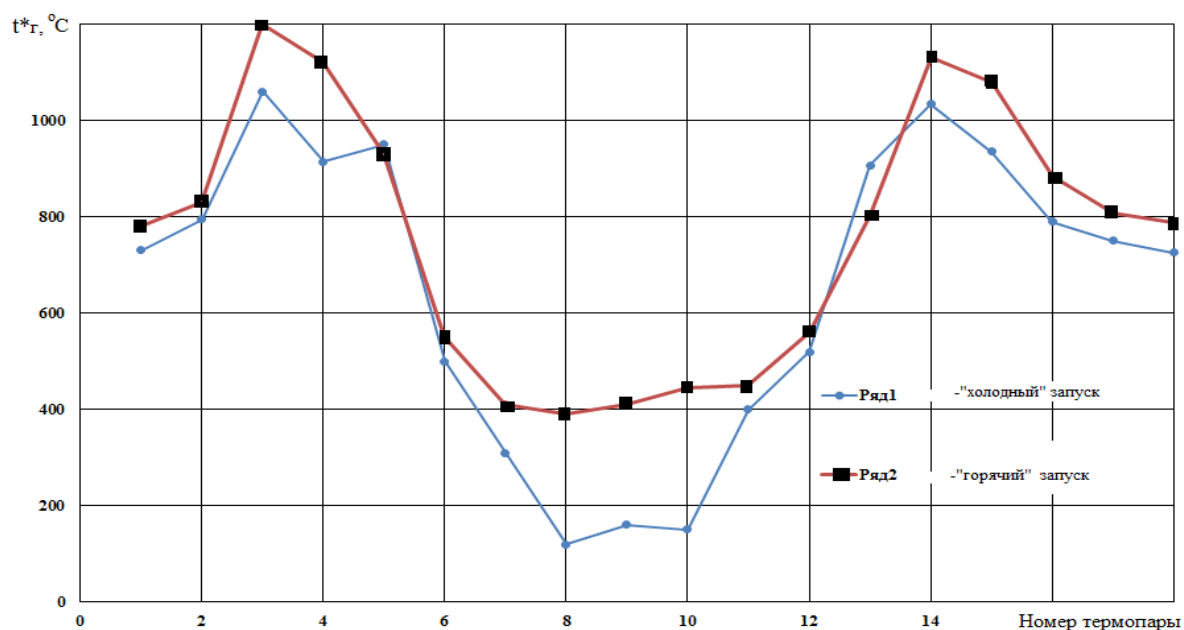


Рис.2. Развёртка температурного поля при запуске холодного и горячего двигателя в момент достижения ротором частоты вращения 45%

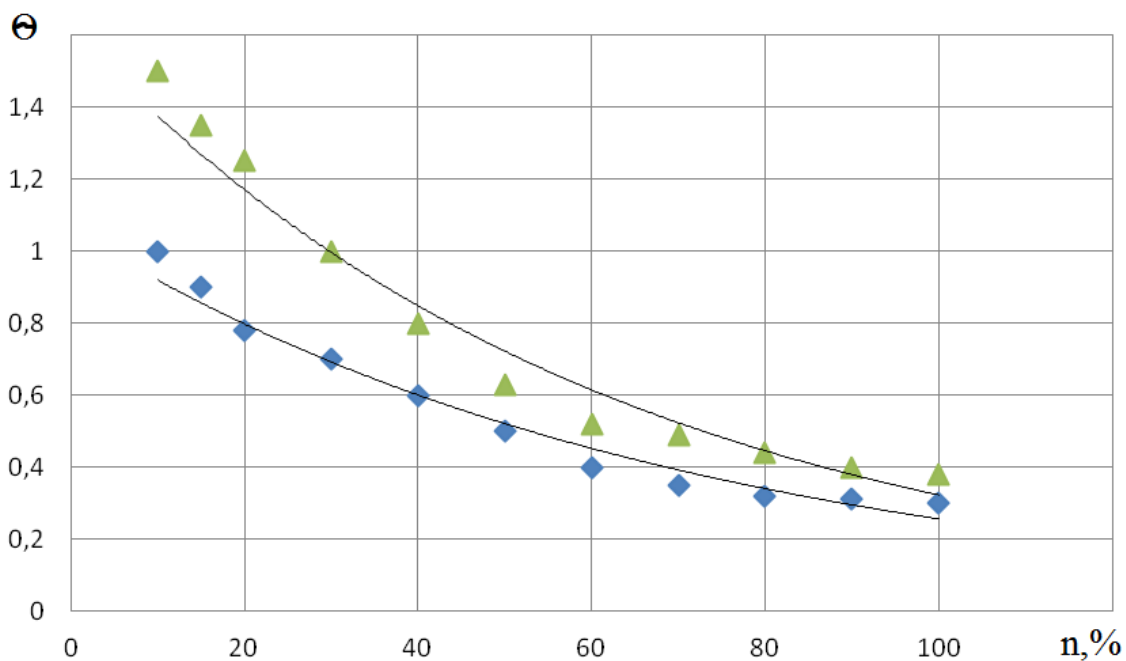


Рис.3. Изменение неравномерности температурного поля газов перед турбиной при «холодном» и «горячем» запуске:

▲ - «холодный» запуск; ◆ - «горячий» запуск

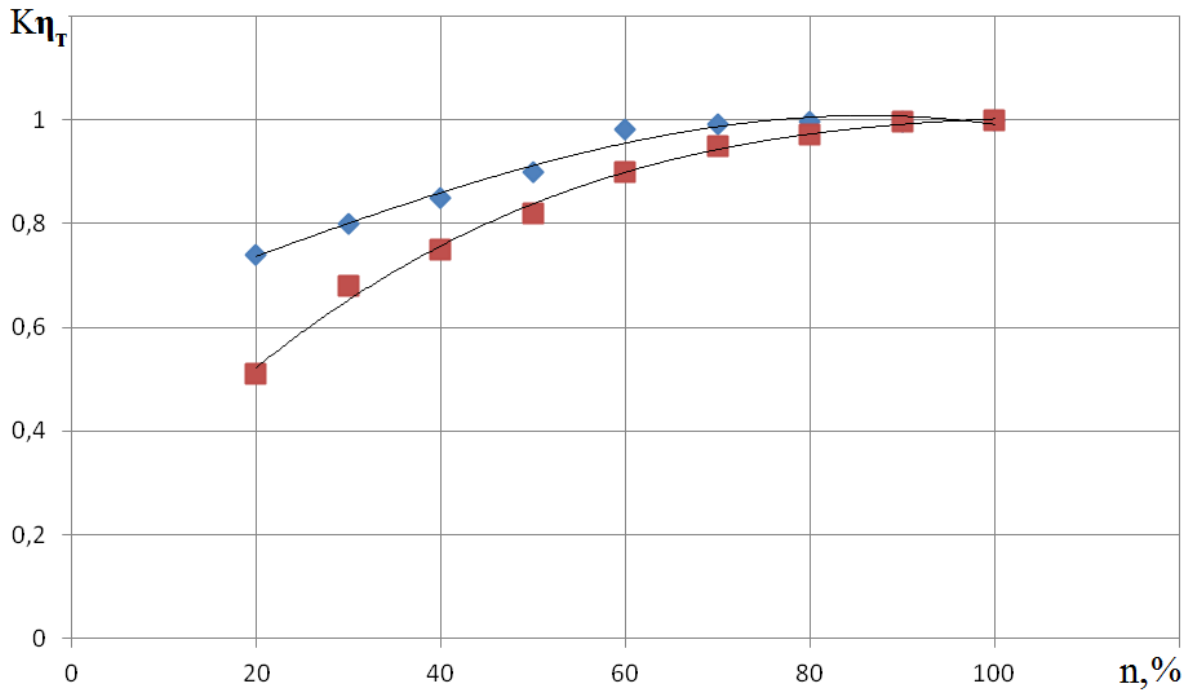


Рис. 4. Изменение коэффициента парциальности турбины по частоте вращения при «холодном» и «горячем» запуске:

■ - «холодный» запуск; ◆ - «горячий» запуск

На рис. 3 и 4 приведено сравнение протекания, соответственно параметра неравномерности окружной температуры и коэффициента, характеризующего потери КПД турбины [5] из-за наличия парциальности, при «холодном» и «горячем» запусках по частоте вращения ротора двигателя.

На рис. 5 приведены поля температур газов перед турбиной при отлаженных запусках трёх различных экземпляров двигателей ТА6А в момент достижения максимальной величины локальной температуры. Из анализа следует, что в зависимости от условий стендовых испытаний, характеристик узлов двигателя, настроек автоматики и других факторов разброс величины максимальной локальной температуры газов, определённый по выборке 65 изделий, составляет по С.К.О.

84 °С. Из анализа статистики запуска серийных двигателей следует, что максимальный уровень локальных температур газа перед турбиной может достигать 1250-1300 °С. Указанный характер протекания процесса розжига камеры сгорания вызывает неравномерный нагрев соплового аппарата турбины (рис.1) и, как следствие, приводит на отдельных экземплярах двигателей к преждевременному разрушению соплового аппарата и турбины в целом. На рис.1 показано, что наиболее высокую температуру имеют лопатки соплового аппарата первой ступени, расположенные напротив воспламенителей (выделены более тёмным тоном), это слева – лопатки № 5-9, справа – лопатки № 31-37 (номера лопаток приведены внутри кольца СА-I).

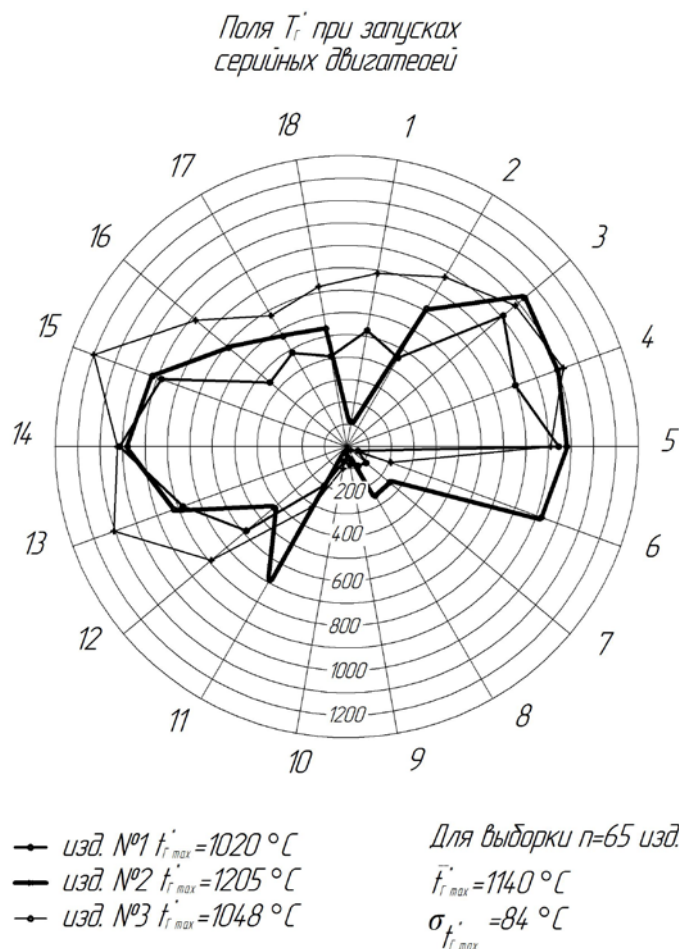


Рис.5 Поля температуры газов перед турбиной при запуске трёх различных экземпляров двигателей ТАБА в момент достижения максимальных величин локальных температур $T_{г}^*$

С целью устранения отмеченных недостатков была предложена конструкция камеры сгорания с двумя дополнительными форсунками, расположенными в нижней части окружности фронтального устройства (рис. 6).

Предложенное мероприятие было проверено в условиях стенда предприятия путём проведения сравнительных запусков на пусковом коллекторе при подкрутке ротора стартером. Сравнение процессов показало, что установившаяся частота вращения ротора при запуске на опытном коллекторе увеличивается на 5-6 %. Также при стендовых испытаниях в условиях $T_{н}=+15^\circ\text{C}$ [9] проведены сравнительные запуски двигателя в состоянии «холодный» при единой регулировке отлаженной топливной автоматики. Из представленных на рис. 7 материалов следует, что

введение двух дополнительных форсунок в пусковой топливный коллектор позволяет ускорять розжиг основного коллектора и уже на начальном этапе запуска на 15-30 % более эффективно по сравнению со штатной компоновкой «включать» в работу турбину, что следует из более высоких значений ускорения ротора. Раннее включение турбины в работу позволяет также при отключении стартера иметь достаточно хороший уровень ускорений ротора, что в целом повышает надёжность запуска, а также снизить уровень максимальной локальной температуры газа перед турбиной на 50-60 °С при обеспечении заданного времени запуска двигателя, что было подтверждено моделированием процесса запуска с применением разработанной поэлементной нелинейной динамической модели запуска. Рассчитано

увеличение эффективности горения топлива на участке запуска – 20-45% при использовании опытного пускового коллектора. Расчёт проводился по нелинейной динамической математической модели запуска двигателя ТА6А [9,10], в которой полнота сгорания топлива описана соотношением

$$\eta_z = f(K_v) \cdot f(T_{исп}), \quad (2)$$

где K_v – критерий форсирования [8]; $f(T_{исп})$ – функция, учитывающая тепловое состояние испарительных трубок камеры сгорания.

Соотношение (2) идентифицировано по результатам испытаний [7,8,9].

При этом при определении располагаемой работы турбины в уравнении баланса мощностей ротора двигателя [8] фактически полученный из термодинамического расчёта КПД турбины уменьшался пропорционально коэффициенту парциальности $K_{\eta T}$.

Расчёт по нелинейной динамической математической модели запуска двигателя показал увеличение полноты сгорания на 50-70% с одновременным снижением парциальности работы турбины (увеличение $K_{\eta T}$ на 10-20 %) на указанном участке запуска (20-45 %) при применении опытного пускового коллектора.

Одновременно экспериментальное сравнение пусковых характеристик двигателей со штатной и опытной конструкцией пускового топливного коллектора на двух экземплярах двигателя ТА6А в наземных условиях при температуре окружающего воздуха +15-20 °С показало расширение диапазона надёжного запуска двигателя с опытным коллектором по сравнению с двигателем штатной компоновки по допустимой подаче топлива в указанных условиях на 50-60 %.

На стенде ТБК ЦИАМ проверены пусковые характеристики двигателя с опытным коллектором пускового топлива [9,10]. Проверка пусковых характеристик в условиях $H = 0-4$ км при различных температурах воздуха на входе в двигатель показала, что диапазон надёжного запуска двигателя с мероприятиями по пусковому коллектору увеличивается на 20-25 % по сравнению со штатной компоновкой. При этом для обеспечения надёжного запуска в условиях $H \leq 4$ км $T_n = +35$ °С была скорректирована характеристика автомата запуска топливного насоса-регулятора для обеспечения минимально достаточной величины расхода топлива в первоначальной точке запуска с точки зрения обеспечения качественного распыла топлива пусковым топливным коллектором при увеличении общего числа форсунок.

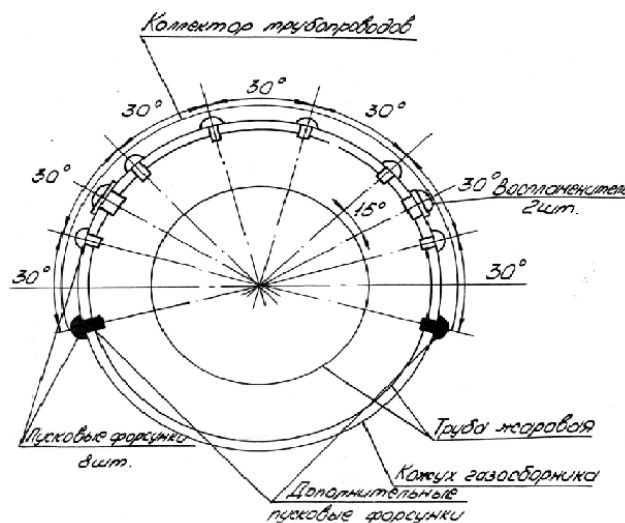


Рис.6. Схема установки двух дополнительных пусковых форсунок во фронте камеры сгорания

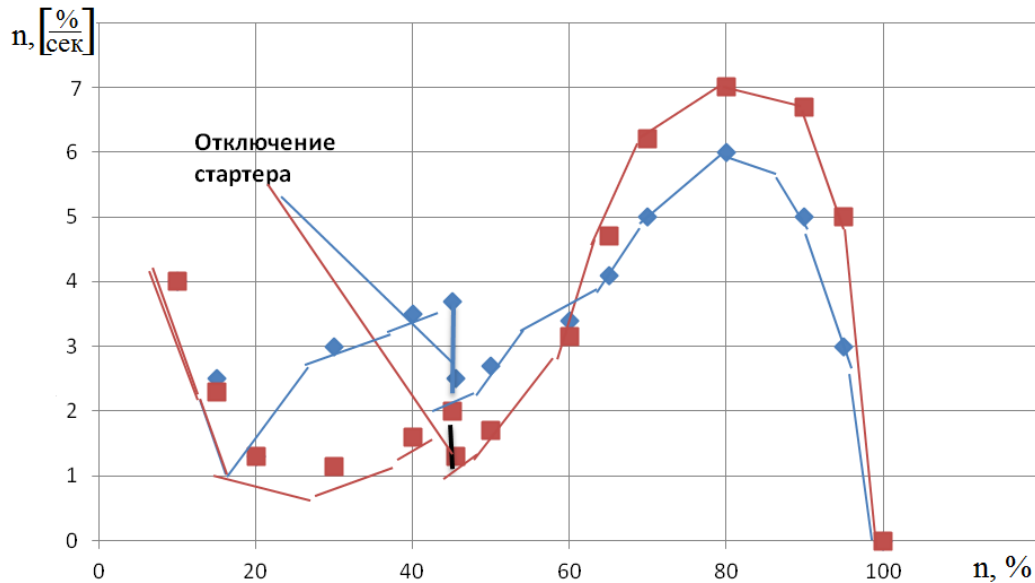


Рис.7 Сравнение графиков протекания ускорения ротора по частоте вращения для штатной и опытной компоновки при «холодном» запуске:

■ -штатная компоновка; ◆ -опытная компоновка

Выводы

Проведённые расчётно-экспериментальные исследования позволили уточнить описание нелинейной динамической математической модели запуска двигателя с камерой сгорания испарительного типа в момент её розжига и разработать мероприятия по улучшению пусковых характеристик двигателя:

1) повысить диапазон надёжного запуска на 20-25 %;

2) уменьшить величину максимальной локальной температуры газа перед турбиной при запуске на 50-60 °С;

3) улучшить полноту сгорания топлива на 50-70 %, парциальность работы турбины на 10-20 % в начальный момент запуска двигателя ($n = 15-30\%$).

Библиографический список

1. Федоров Е.П. Исследование кольцевой испарительной камеры сгорания применительно к малоразмерным газотурбинным двигателям // Сб. статей «Вертолетные газотурбинные двигатели». М.: Машиностроение, 1966. С. 36-71.

2. Ланский А.М., Лукачёв С.В., Матвеев С.Г. Вынужденное зажигание топливно-воздушной смеси в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (нацио-

нального исследовательского университета). 2010. № 1 (21). С. 145-154.

3. Ланский А.М., Лукачёв С.В., Матвеев С.Г. Влияние подвода вспомогательного воздуха к корню топливного факела на качество подготовки топливно-воздушной смеси и запуск камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник СамГУПС. 2012. № 4. С. 77-81.

4. Виленский Г.Я. Экспериментальные исследования пусковых характеристик двигателей ТА-6А в термобарокаме-

ре предприятия ЦИАМ. Технический отчёт ЦИАМ. 1974. № 7442. 37 с.

5. Дейч М.Е., Трояновский Б.М. Исследования и расчёты ступеней осевых турбин М.: Машиностроение, 1964. 628 с.

6. Дорошенко В.Е. О процессе горения в камере ГТД // Труды ЦИАМ. 1959. № 354. 26 с.

7. Фатиков В.С., Чечулин А.Ю. К вопросу описания работы камеры сгорания испарительного типа в математической модели ГТД на режимах запуска // Сборник отраслевой НТК по малоразмерным ГТД. М.: ЦИАМ, 1989. № 4. С. 57-63.

8. Черкасов Б.А., Фатиков В.С., Чечулин А.Ю. Расчётно-экспериментальная методика определения характеристик ка-

меры сгорания на режимах запуска и разгона // Межвузовский сборник научных статей «Испытания АД». Уфа, 1986. № 14. С.133-138.

9. Мирошник Д.Л., Лысенко В.И., Чечулин А.Ю. Заключение ЦИАМ по первому этапу испытаний изделия ТАБА №ОП-5 на высотно-климатическом стенде У-7М. М.: ЦИАМ. 1984. № 847. С. 12.

10. Ланский А.М., Лукачѳ С.В. Исследование характеристик запуска камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2011. № 163. С. 221-223.

Информация об авторе

Чечулин Анатолий Юрьевич, кандидат технических наук, главный конструктор КБ авиационных ВСУ, ОАО

«УАП «Гидравлика», г. Уфа. E-mail: Antt2008@yandex.ru Область научных интересов: пусковые характеристики ГТД.

EXPERIENCE OF OPERATIONAL DEVELOPMENT OF STARTING CHARACTERISTICS OF THE APU COMBUSTION CHAMBER

© 2015 A. Yu. Chechulin

OJSC «UAE «Gidravlika», Ufa, Russian Federation

The working process of a combustion chamber of the evaporative type used on most types of modern APUs is described in the paper. The combustion chamber discussed is characterized by a highly efficient working process with high combustion, low emissions of CO and NO_x and low fuel-injection pressure in steady-state operation. However, the starting characteristics of the evaporative combustion chamber need to be improved. Ways of improving the starting characteristics of the auxiliary GTE with an evaporative type combustion chamber by optimizing the number and location of starting centrifugal injectors, the adjustment of the fuel feed law are discussed. Comparative computational and experimental data on the variations in combustion efficiency, partial operation of the turbine, gas temperature fields at the turbine inlet are given. Modeling of the startup process is performed by the developed nonlinear dynamic model of starting in which the combustion efficiency is represented as the product of two components: a known criterion of forcing K_v and a component approximated according to the thermal condition of the chamber evaporating pipe. Checking the engine starting with the activities for developing the combustion chamber at the high altitude-climatic test bench at the Central Institute of Aviation Motors has shown the necessity of adjusting the characteristics of fuel supply for high-altitude conditions $N \geq 4000\text{m}$. It is shown that the maximum local gas temperature at the turbine inlet can be reduced by 50-60 °C and the range of reliable engine starting by fuel supply can be increased by the factor of 1.5-2.

Combustion chamber of the evaporative type, gas temperature at the turbine inlet, starting fuel injectors, combustion efficiency, modeling of startup.

References

1. Feodorov E.P. Issledovaniye koltsevoy isparitel'noy kamery sgoraniya primenitel'no k malorazmernym gazoturbinnym dvigatelyam. *Collection of Papers «Helicopter gas turbine engines»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1966. P. 36-71. (In Russ.)
2. Lansky A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. Compulsory ignition of fuel-air mixture in small-sized gas turbine engine combustion chambers. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 1 (21). P. 145-154. (In Russ.)
3. Lansky A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. Nitrogen inlet and its influence on fuel spray performance. *Vestnik SamGUPS*. No. 4. P. 145-154 (In Russ.)
4. Vilensky G.Ya. Experimental researches of starting characteristics engines TA-6A in the enterprise thermal pressure chamber CIAM. CIAM. 1974. No.7442. 37 p.
5. Deitch M.E., Troyanovskiy B.M. *Issledovaniya i raschety stupeney osevykh turbin* [Research and calculations stages of axial turbines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1964. 628 p.
6. Doroshenko V.E. The process of combustion in the chamber GTE. *Trudy CIAM*. 1959. No. 354. 26 p. (In Russ.)
7. Fatikov V.S., Chechulin A.Yu. On the question of describing the operation of the combustion chamber of evaporative type in a mathematical model of GTE on startup modes. *Collection of papers of Applied Research Scientific Conference on small-dimensioned gas turbine engines*. M.: CIAM, 1989. P. 67-73. (In Russ.)
8. Cherkasov B.A., Fatikov V.S., Chechulin A.YU. Design and experimental technique for determining the characteristics of the combustion chamber at the start-up and ramp mode. *Interuniversity collection of scientific papers «Testing aircraft engines»*. No. 14. Ufa, 1986. P. 133-138. (In Russ.)
9. Miroschnik D.L., Chechulin A.Yu., Lysenko V.I. The conclusion CIAM of the first test stage of products TA6A №OP-5 at high-altitude climate stand U-7M. M.: CIAM. 1984. No. 847. 12 p.
10. Lansky A.M., Lukachev S.V. Research of descriptions of start of combustion of little size gtd chambers. *Scientific herald of the Moscow State University of civil aviation*. 2011. No. 163. P. 221-223. (In Russ.)

About the author

Chechulin Anatolii Yurievich, Candidate of Science (Engineering), Chief Project Designer on aircraft APUs, OJSC «UAE «Gidravlika», Ufa, Russian Federation.

E-mail: Antt2008@yandex.ru. Area of Research: starting characteristics of gas turbine engines.

УДК 551 465

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА МНОГОКАНАЛЬНОГО ГИДРОЛОГО-ОПТИКО-ХИМИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА И НОВЫЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ КАНАЛЫ ГИДРОФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

© 2015 Г. В. Смирнов, А. Л. Оленин

Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН, г. Москва

Представлены результаты анализа развития и построения информационно-измерительных систем океанографических параметров в 60-70 и 80-90-х годах. Большое влияние на проектирование измерительной аппаратуры оказали информационно-измерительные системы на основе стандарта САМАС, созданные под руководством академика Нестерихина Ю.Е. Однако прямое их использование в океанологических измерениях оказалось невозможным. Это было связано с необходимостью проведения измерения параметров среды *in situ* на значительном расстоянии от устройств управления. Была разработана базовая структурная схема измерительного комплекса, и к концу 80-х годов были созданы, сертифицированы и внедрены в практику океанологических исследований зондирующие, буксируемые, автономные измерительные комплексы. Ими обеспечивались экспериментальные исследования в океане в диапазоне пространственно-временных масштабов в пределах от секунд до десятков суток по времени и от сантиметров до сотен тысяч километров по расстоянию. В настоящее время разрабатываются измерительные каналы на основе высокоскоростных приёмников информации (телевизионные камеры, акустические устройства). Разработана структурная схема многоканального гидролого-оптико-химического измерительного комплекса, позволяющая ассимилировать в своём составе измерительные каналы океанографических параметров с различной скоростью поступления информации. На основе этой схемы спроектирована и изготовлена технологическая платформа для разработки, испытаний и аттестации новых измерительных каналов параметров морской среды. Представлены результаты натурных испытаний технологической платформы, проведённых на Чёрном море вблизи Геленджика.

Синоптическая изменчивость океана, ассимиляция наблюдений, первичный измерительный преобразователь, термодинамическая модель океана, интеркалибрация датчиков, погружаемый гидрофизический зонд, идентификация частиц взвеси, функциональная схема, многоканальный погружаемый измерительный комплекс, волоконно-оптическая линия связи, электрическая лебёдка, экспериментальные зондирования океана.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-211-222

Введение

Экспериментальные исследования Мирового океана, выполненные сотрудниками Института океанологии РАН во второй половине 20-го века, привели к открытию в эксперименте «Полигон-70» синоптической изменчивости океана и открытию синоптических вихрей. Дальнейшее исследование синоптических вихрей выполнялось совместно с коллективом Морского гидрофизического института (МГИ) АН УССР в международном эксперименте «ПОЛИМОДЕ», где были существенно развиты технологии комплексных наблюдений состояния океана с использованием искусственных спутников

Земли (ИСЗ), свободно дрейфующих буйковых станций и методов ассимиляции разнородных наблюдений в моделях состояния морской среды. Открытие синоптических вихрей изменило представление о характере гидрофизических процессов, протекающих в глубинах океана. Большие орбитальные скорости и вертикальные размеры синоптических вихрей, сопоставимые с глубиной океана, влияют на механизм перераспределения тепловой и механической энергии в планетарных масштабах. Новые знания оказали значительное воздействие на все разделы фундаментальной и прикладной океанологии и позволили группе учёных нашей страны во главе с академиком Бреховских Л.М.

сформулировать основные направления фундаментальных исследований Мирового океана: создание термодинамической модели океана и создание модели взаимодействия океана и атмосферы с учётом влияния материков [1]. Разработка этих моделей, по существовавшим в то время представлениям, должна позволить описать динамические процессы в океане во всём диапазоне их изменчивости от систем океанических течений до мелкомасштабных явлений, а также создать основу для развития теории климата и методов прогноза погоды.

Работы по дальнейшему развитию методов дистанционного зондирования океана с ИСЗ и контактных наблюдений со свободно дрейфующих буёв для проведения мониторинга синоптических процессов в океане были продолжены в МГИ АН УССР в рамках программы «Океан». Выработанные представления о синоптических процессах в океане явились основой развития технологии оперативного наблюдения текущего состояния океана, как с ИСЗ, так и со свободно дрейфующих буёв, и методов униформации разнородных наблюдений посредством ассимиляции в моделях состояния морской среды. Подготовленная коллективом авторов ИО РАН и МГИ НАНУ по плану МААН монография «Океанология. Средства и методы океанологических исследований» в концентрированном виде освещает наблюдательную и методическую основы методов оперативного мониторинга и прогноза состояния морской среды [2].

Одновременно с проведением эксперимента «ПОЛИГОН-70», международно-го эксперимента «ПОЛИМОДЕ» и реализацией программы «ОКЕАН» планировались и разворачивались работы по «Национальной программе СССР исследования взаимодействия океана с атмосферой в целях разработки долгосрочного прогноза погоды и теории климата» (сокращённое название программы – «Разрезы»).

Программа «Разрезы» была посвящена трём главным вопросам:

1. Изложение научной концепции, направленной на решение проблемы моделирования климата и долгосрочного прогноза погоды, включая обоснование роли процессов взаимодействия океана с атмосферой в формировании климатических и погодных условий.

2. Описание средств, методов и систем наблюдений, которые позволяют обеспечить разрабатываемые модели климата и долгосрочного прогноза погоды необходимыми экспериментальными данными.

3. Организация сбора, обработки и распространения данных, получаемых в ходе проводимых научных экспериментов.

К сожалению, программа «Разрезы», хорошо подготовленная и укомплектованная исполнителями (привлечены практически все министерства и ведомства страны, имеющие отношение к поставленной проблеме) не смогла развернуться и состояться в полном объёме из-за начавшихся в стране перестроечных процессов. При этом необходимо отметить, что выполненная по этой программе часть работы является хорошей основой и опорой для всех последующих инициатив, которые имеют своей целью создание систем диагноза и прогноза состояния океанических бассейнов и всего Мирового океана, а значит, и долгосрочных прогнозов погоды и разработки модели климата на планете.

В данной статье считаем необходимым акцентировать внимание на том, что при анализе всех проектов, программ и экспериментов в морях и океанах актуальным остаётся вопрос об обеспечении всех проектов необходимыми экспериментальными данными, как это сформулировано во втором главном пункте программы «Разрезы».

Подводя итоги экспериментальных исследований Мирового океана во второй половине 20 века, можно с удовлетворением отметить, что науки об океане обогатились новыми знаниями: развитие методов дистанционного зондирования оке-

ана с ИСЗ; контактные наблюдения со свободно дрейфующих буёв, позволяющие в перспективе осуществлять непрерывный мониторинг синоптических процессов в океане; исследования по развитию математических методов численного моделирования, имеющих своей целью создание систем диагноза и прогноза состояния океанических бассейнов и всего Мирового океана.

Далее рассмотрим состояние средств, методов и систем наблюдений, которые позволяют обеспечить разрабатываемые модели климата и долгосрочного прогноза погоды необходимыми экспериментальными данными.

Анализ направлений автоматизации экспериментальных исследований

Анализ существовавших в 60–70 годах направлений автоматизации экспериментальных исследований показал, что наибольший интерес представляли системы сбора и обработки данных, построенные аналогично информационно-измерительным системам стандарта САМАС, созданного под руководством академика Ю.Е. Нестерихина. Они находили широкое применение в различных областях автоматизации экспериментальных исследований в связи с тем, что имели гибкую, легко меняющуюся структуру, хорошо разработанное программное обеспечение и оперативно могли быть перестроены на новую программу экспериментальных исследований. Эти системы включают в себя стандартизацию трёх типов: механический стандарт – блочный каркас со вставными блоками; логический стандарт, предусматривающий унификацию разводки линий связи внутри блоков; электрический стандарт, унифицирующий источники питания всей системы. Наиболее значительным достоинством стандарта САМАС являлось на тот момент то, что он имел хорошее обеспечение организации программно-управляемого обмена между блоками стандарта, позволяющее на его основе легко создавать информаци-

онно-измерительные системы. Информационно-измерительные системы на основе стандарта САМАС нашли широкое применение в биологии и медицине.

Развитие океанологического приборостроения в 70–80-х годах рассмотрим на примере работ Специального конструкторско-технологического бюро Морского гидрофизического института АН УССР (СКТБ МГИ АН УССР).

Особенности конструкции океанографических измерительных комплексов не позволили при разработке их структурной схемы применить стандарт САМАС в полном объёме. Необходимость проведения измерений параметров среды *in situ* на значительном расстоянии от устройств управления и регистрации информации телеметрической системой формулирует особые технические требования для океанологических измерительных комплексов. Тем не менее при разработке базовой структурной схемы океанологического многоканального измерительного комплекса были использованы все три типа стандартизации системы САМАС.

Уровень автоматизации экспериментальных исследований и направления её развития в других отраслях знаний показал, что наиболее эффективными методами проведения экспериментов являются исследования с использованием интегрированных магистрально-модульных мультипроцессорных макро- и микросистем. Новое поколение систем отличает высокий уровень интеграции компонентов, широкий выбор унифицированных средств организации взаимодействия подсистем различного назначения, насыщенность функционально и территориально распределёнными микропроцессорными системами, гибкость программной реконфигурации структуры аппаратных и программных средств. Принципы построения базовой структурной схемы интегрированной мультипроцессорной системы, позволяющей в значительной степени решить задачу сбора и обработки информации при экспериментальных исследованиях в океане, включали в себя: развитие

структуры иерархического магистрально-модульного построения аппаратных и программных средств, рациональное использование международных стандартов на системные средства организации взаимодействия подсистем, упрощение программной реконфигурации. При этом в интегрированных мультипроцессорных системах важное место занимали средства организации взаимодействия процессов (измерений, обработки данных, передачи сообщений), протекающих в подсистемах всех уровней иерархии. В группе таких средств выделяются машинные, системные, приборные, надплатные, вспомогательные магистрали. Стандартизация машинных магистралей UNIBUS, Q-BUS, MULTIBUS для построения одно- и многопроцессорных вычислительных систем определила их широкое распространение в средствах автоматизации научных исследований.

Особое место в создании модульных информационно-измерительных систем океанографических параметров занимало метрологическое обеспечение всего цикла их разработки и аттестации. Работы по сертификации всех измерительных каналов, разрабатывавшихся в СКТБ МГИ, выполнялись совместно с институтами Госстандарта СССР.

Для развития комплексного подхода к океанологическому приборостроению в СКТБ МГИ АН УССР были проведены следующие работы:

- На основе анализа, многочисленных материалов экспериментальных исследований изменчивости параметров гидрофизических полей в океане, полученных различными авторами, сделана выборка наиболее информативных параметров среды в различных диапазонах пространственно-временных масштабов [3,5,6].

- Определены временные и пространственные масштабы, диапазоны изменения каждого параметра и их среднеквадратичной изменчивости для каждого диапазона масштабов.

- Определены наиболее часто применяемые методы экспериментальных исследований для каждого диапазона масштабов.

Для удобства анализа и изложения материалов использована классификация нестационарных процессов, данная А.С. Мониним.

Систематизированные материалы приведены в [2, табл.3.1.1, с. 545-546]. Материалы таблицы позволяют говорить о возможности использования одних и тех же измерительных приборов для решения различных экспериментальных задач при исследовании океана. Для использования однотипных, с разными метрологическими характеристиками измерительных комплексов при исследовании в разных диапазонах масштабов, предусматривается изменение их метрологических характеристик за счёт замены отдельных узлов.

Таким образом, стала очевидной необходимость унификации:

–первичных измерительных преобразователей всех измеряемых параметров по выходным параметрам и посадочным местам;

–измерительных преобразователей по всем измеряемым параметрам во всём диапазоне их изменчивости;

–бортовых управляющих устройств, обеспечивающих работу комплекса, первичную обработку и документирование получаемой информации.

Необходимо предусмотреть модульность построения механических конструкций бортового и погружаемого устройств.

Измерительные преобразователи должны обеспечивать преобразование сигналов с первичных измерительных преобразователей в единую унифицированную форму. При этом, учитывая различные требования к преобразователям, все они должны быть унифицированы по конструктивному исполнению, командам управления, питанию, входным и выходным сигналам.

Набор аналого-цифровых преобразователей, позволяющих обеспечить пре-

образование измеряемых сигналов по любому параметру во всём диапазоне их изменчивости, также должен составлять унифицированный параметрический ряд.

Бортовое управляющее устройство должно обеспечивать управление работой комплекса, проводить первичную обработку и документирование получаемой информации.

При этом в базовой структурной схеме бортового управляющего устройства была предусмотрена возможность изменения режима управления измерительным комплексом, вида первичной обработки и документирования получаемой информации без выполнения работ по его переделке или перенастройке, т.е. изменением алгоритма работы программными методами.

Механические конструкции погружаемого и бортового устройств также должны были обеспечивать модульность построения и унификацию основных узлов и типоразмеров.

Сформулированные требования к первичным измерительным преобразователям, бортовому управляющему устройству и механическим конструкциям позволили определить узлы и блоки, которые подлежат унификации, и при разработке базовой структурной схемы они являются её структурными элементами.

Второй, по-видимому основной фактор, определяющий вид базовой структурной схемы, был сформулирован на основе анализа состава измеряемых параметров при экспериментальных исследованиях в Мировом океане в разных диапазонах масштабов.

При разработке зондирующих, буксируемых, автономных и специальных измерительных океанологических приборов и комплексов в базовой структурной схеме было предусмотрено: измерение параметров, характеризующих изменчивость верхнего слоя океана; приводного слоя атмосферы; ввод информации от навигационных и судовых метеосистем.

Учитывая разнородность получаемой информационно-измерительным

комплексом информации, в базовой структурной схеме были предусмотрены узлы предварительной обработки информации и представление её в цифровом виде в абсолютных физических единицах.

С учётом изложенных принципов построения интегрированных мультипроцессорных систем была разработана базовая структурная схема измерительного комплекса, которая была внедрена в практику проектирования и производства измерительных океанографических приборов. Созданная в СКТБ МГИ структурная схема имеет элементы новизны и защищена авторскими свидетельствами на изобретения [3, 5].

В завершение анализа уровня океанографического приборостроения к концу 80-х годов отметим, что были созданы, сертифицированы и внедрены в практику океанологических исследований зондирующие, буксируемые, автономные измерительные комплексы, обеспечивающие экспериментальные исследования в океане в диапазоне пространственно-временных масштабов в пределах: от секунд до десятков суток по времени и от сантиметров до сотен тысяч километров по расстоянию. Считаем необходимым отметить, что в ходе международного эксперимента «ПОЛИМОДЕ» проводились интеркалибрации измерительных приборов и комплексов. В Советско-американской экспедиции в марте 1986 г. было проведено параллельное зондирование отечественным гидрофизическим комплексом и системой MarkIII. Оба зондирующие комплекса снабжены автоматическими кассетами батометров для отбора контрольных проб с заданных глубин в процессе зондирования. Профили температуры, электрической проводимости и кислорода достаточно хорошо совпадают между собой и с контрольными пробами, концентрации кислорода в которых определялась стандартным методом Винклера.

Высокий уровень океанографического приборостроения в нашей стране к концу 20-го века позволяет нам рассмат-

ривать возможность дальнейшего развития этого направления. Структурная схема информационно-измерительного комплекса может быть принята при разработке новых океанологических измерительных комплексов за прототип, а созданные измерительные каналы могут быть использованы при их комплектации.

Развитие информационно-измерительных систем океанографических параметров

Внедрение в практику экспериментальных исследований океана спутниковых измерительных систем, свободно-дрейфующих поверхностных буёв, свободно-дрейфующих буёв для вертикального зондирования профилей гидрофизических параметров и измерения течений в толще вод создали предпосылку к пониманию возможности осуществления мониторинга окраинных морей и всего Мирового океана.

Актуальнее стал вопрос о необходимости разработки принципиально новых технологий и технических средств экспериментальных исследований на подспутниковых полигонах, создания новых измерительных каналов и приборов, позволяющих производить прямые измерения *in situ* горизонтальных и вертикальных скоростей течений в водной толще; осуществлять в морской воде определение концентрации минеральной взвеси и взвешенного органического вещества; регистрировать наличие и концентрацию растворённых в морской воде веществ.

Разработка новых измерительных каналов, их лабораторные и натурные испытания, создание методик измерений в комплексе с другими гидрофизическими измерительными каналами, исследование влияния изменчивости граничных условий на показания новых измерительных каналов требуют серьёзного технологического обеспечения всего комплекса работ.

При этом необходимо отметить, что новые измерительные каналы отличаются высокой частотой опроса и большими массивами передаваемой информации.

Лабораторные и натурные испытания этих каналов могут быть проведены только при использовании волоконно-оптической линии связи между погружаемым и бортовым устройствами измерительного комплекса.

Для решения сформулированных задач целесообразно создать технологическую платформу, позволяющую:

- обеспечивать интеграцию в составе базового информационно-измерительного комплекса технологической платформы, существующих измерительных каналов океанологических параметров;

- ассимилировать в базовый комплекс технологической платформы новые измерительные каналы, а именно:

- идентификации и определения концентрации минеральной взвеси и взвешенного органического вещества в морской воде;

- регистрации растворённых в морской воде веществ;

- обеспечивать без ограничений электропитанием измерительный комплекс.

Лабораторией методологии и технических средств океанологических исследований Института океанологии РАН создана Специальная технологическая платформа для разработки, испытаний и аттестации новых измерительных каналов параметров морской среды.

Технологическая платформа включает в себя:

1. Функциональную схему многоканального измерительного гидролого-оптико-химического комплекса.

2. Волоконно-оптическую линию связи, состоящую из морской электрической лебёдки, оснащённой волоконно-оптическим кабель-тросом, многовходовыми оптическими модемами погружаемого и бортового устройств (мультиплексорами), вращающимся волоконно-оптическим переходом.

3. Погружаемое гидролого-оптико-химическое измерительное устройство.

4. Бортовое устройство гидролого-оптико-химического измерительного комплекса.

Основным элементом специальной технологической платформы для разработки, испытаний и аттестации новых из-

мерительных каналов параметров морской среды является функциональная схема многоканального измерительного гидролого-оптико-химического комплекса (МГОХК), приведённая на рис.1.

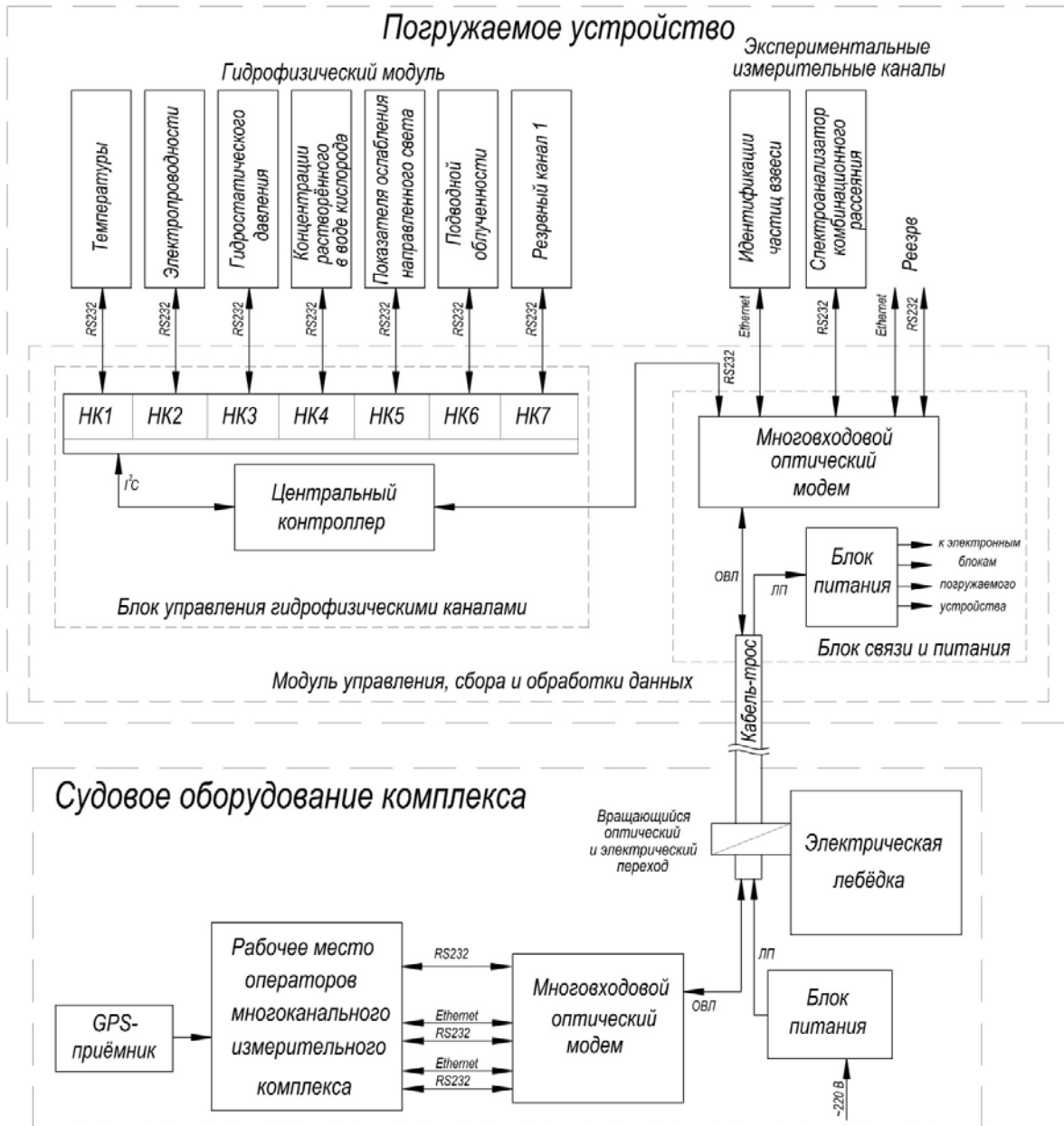


Рис.1. Функциональная схема многоканального измерительного гидролого-оптико-химического комплекса (МГОХК)

Функциональная схема многоканального измерительного гидролого-оптико-химического комплекса технологической платформы обеспечивает интеграцию в своём составе существующих измерительных океанологических каналов и технически перспективна для существенного расширения в своём составе функции интеграции вновь создаваемых измерительных каналов.

Функциональная схема комплекса может использоваться в двух режимах.

Первый вариант: левая часть функциональной схемы (1-6 – измерительные каналы и 7 – резервный канал) построена аналогично схемам зондов гидрологических и может обеспечивать их работу, передавая информацию по кабель-тросу и не используя волоконно-оптическую линию связи.

Второй вариант: информация, получаемая всеми каналами, передаётся через нормализующие для каждого канала контроллеры, и далее через центральный контроллер, многоходовой оптический модем (мультиплексор), волоконно-оптическую линию связи, вращающийся оптический переход информация передаётся в бортовой многоходовой оптический модем (демультиплексор) на рабочее

место оператора многоканального измерительного комплекса.

Примечание. Функциональная схема позволяет одновременно использовать оба режима сбора и передачи информации от погружаемого в бортовое устройство технологической платформы.

После создания макета функциональной схемы многоканального измерительного гидролого-оптико-химического комплекса технологической платформы и его лабораторных испытаний были сформулированы требования к основным узлам технологической платформы с учётом оснащения её погружаемого и бортового устройств волоконно-оптической линией связи. Детальная проработка показала, что с целью уменьшения диаметра используемого волоконно-оптического кабель-троса и уменьшения количества каналов в оптико-волоконном вращающемся переходе целесообразно использовать кабель-трос с одиночной волоконно-оптической линией (вторая линия – резервная), а для передачи сигналов использовать многоходовые оптические модемы.

На рис. 2 представлена специальная волоконно-оптическая кабель-тросовая лебёдка морская электрическая.



Рис. 2. Лебёдка морская электрическая

Технические характеристики лебёдки:

Длина кабель-троса – 350 м

Тяговое усилие – 200 кг

Габариты лебёдки в сборе –
1400×900×1000 мм

Масса (с кабель-тросом волоконно-оптическим D - 9.4 мм, L - 350 м) – 420 кг

Ленточный тормоз с ручным винтовым приводом и дублированный храповой механизм автоматического стопора барабана

Вращающиеся переходы (оптико-волоконный и электрический 8-дорожечный).

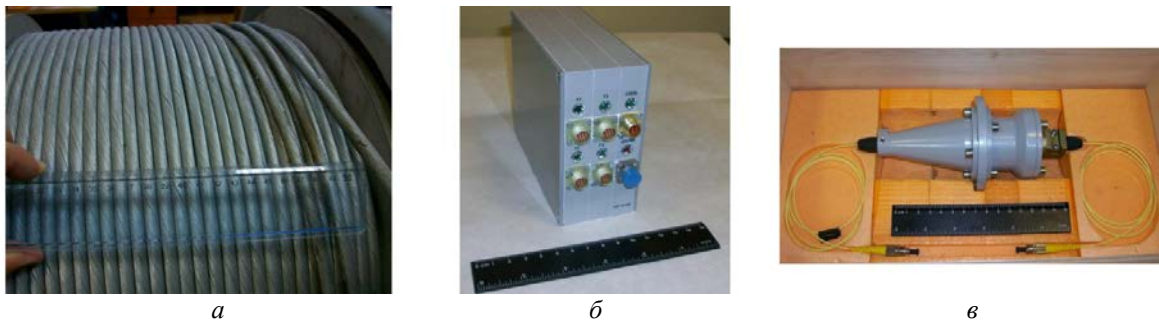


Рис. 3. Компоненты волоконно-оптической линии связи
а – кабель-трос; б – мультиплексор; в – вращающийся переход

Волоконно-оптическая линия связи (ВОЛС) укомплектована: а) кабель-тросом; б) мультиплексором; в) вращающийся переходом (рис. 3). Оптико-волоконный канал обеспечивает сквозную передачу четырёх каналов Fast Ethernet 100 Mbit и одного канала RS485.

Характеристики кабель-троса:

Оптико-волоконные жилы:

две одномодовые волоконные жилы

Электрические жилы: одна витая пара $2 \times 0,35 \text{ мм}^2$; две силовые жилы $0,7 \text{ мм}^2$

Диаметр кабеля – 9,4 мм

Количество повивов брони – два

Разрывная нагрузка кабеля – 55 кН

Максимально допустимая нагрузка по условию работоспособности оптических волокон – 18 кН

На рис. 4 показано погружаемое устройство многоканального гидролого-оптико-химического измерительного комплекса технологической платформы, который включает в себя: 1 – узел подвеса; 2 – измерительный канал квантовой нисходящей облучённости; 3 – несущая рама канала идентификации частиц взвеси; 4 – несущая рама гидрофизического модуля; 5 – измерительный канал показателя ослабления направленного света; 6 – измерительный канал растворённого кислорода; 7 – STD-зонд; 8 – модуль управления, сбора и обработки данных гидрофи-

зического модуля; 9 – блок связи и питания; 10 – измерительный канал идентификации частиц взвеси.

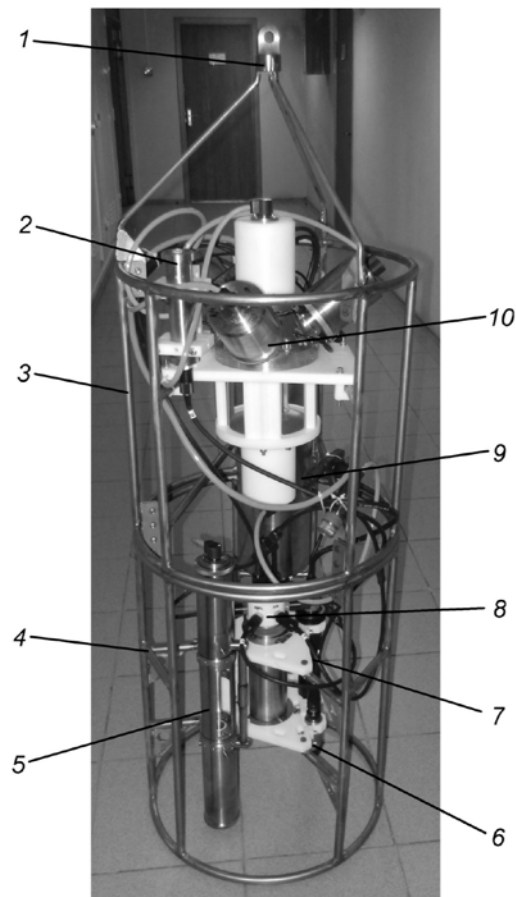


Рис. 4. Погружаемое устройство многоканального гидролого-оптико-химического измерительного комплекса технологической платформы

На рис. 5 показаны результаты зондирования (акватория Голубой бухты (г. Геленджик) 11.08.2012 г.; глубина более 200 м). Представлен общий вид экрана рабочего места оператора гидрофизических каналов комплекса.

На рис. 6 приведён пример регистрации частиц планктона телевизионной камерой измерительного канала идентификации частиц взвеси в морской воде.

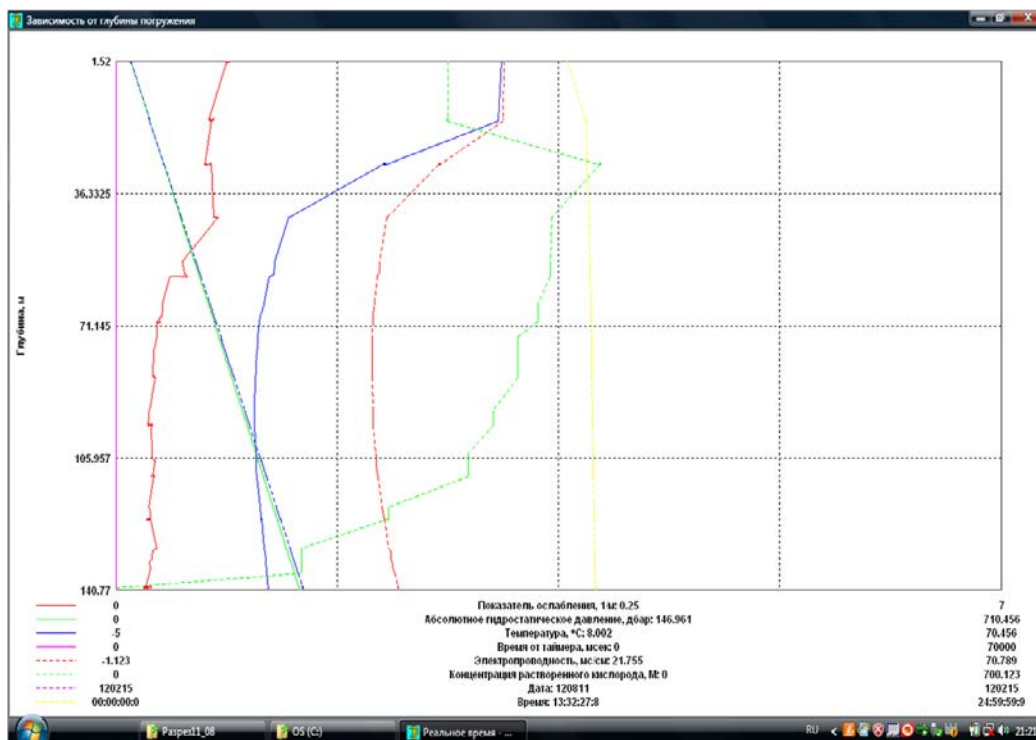


Рис. 5. Результаты зондирования акватории

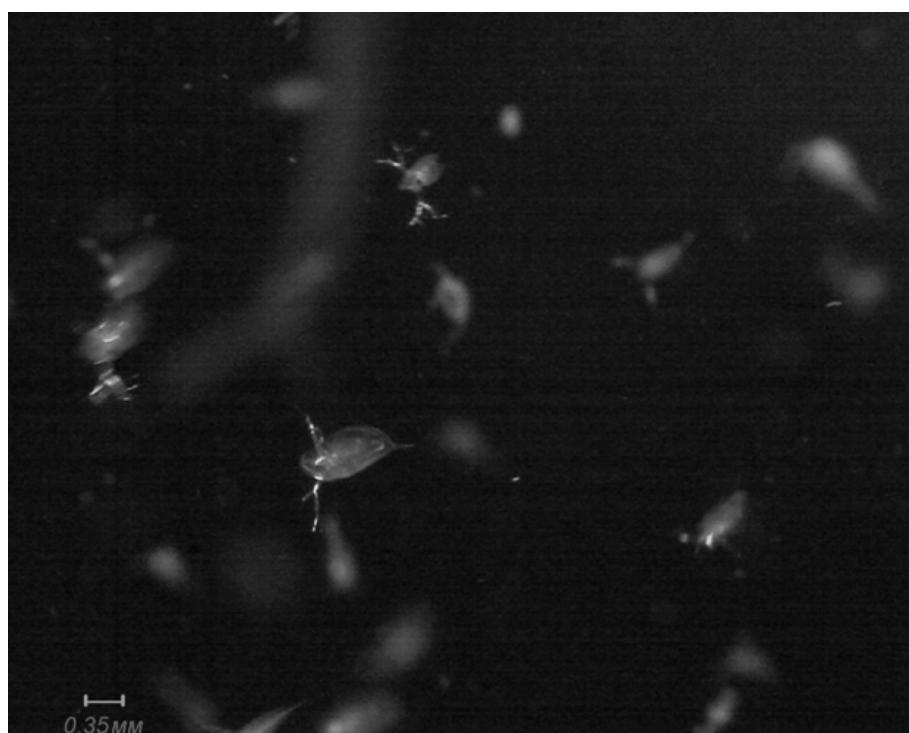


Рис. 6. Пример регистрации частиц планктона

Библиографический список

1. Бреховских Л.М., Кошляков М.Н., Федоров К.Н. Полигонный гидрофизический эксперимент в тропической зоне Атлантики // Доклады АН СССР. 1971. Т. 198, № 6. С. 1434-1437.
2. Смирнов Г.В., Еремеев В.Н., Агеев М.Д., Коротаев Г.К., Ястребов В.С., Мотыжев С.В. Океанология: средства и методы океанологических исследований. М.: Наука, 2005. 795 с.
3. Смирнов Г.В., Кушнир В.М., Шадрин А.Б., Заикин В.М. Комплекс автономных измерителей течений: патент СССР № 1163272; опубл. 23.06.1985; бюл. № 23. 7 с.
4. Ястребов В.С., Соболев Г.П., Смирнов А.В. и др. Системы и элементы глубоководной техники подводных исследований: справочник. Л.: Судостроение, 1981. 304 с.
5. Смирнов Г.В., Кушнир В.М., Шадрин А.Б., Шамрай Б.В. Зондирующий комплекс профиля скоростей течения: патент СССР № 3502837; опубл. 30.02.83; бюл. № 4.
6. Смирнов Г.В., Фендриков А.Н. Способ производства подводных работ и обитаемый подводный комплекс для его осуществления: пат. РФ № 239955; опубл. 29.09.2010, бюл. № 26.
7. Войтов Д.В. Подводные аппараты. М.: АСТ; Астрель, 2002. 303 с.

Информация об авторах

Смирнов Геннадий Васильевич, академик РАН, доктор технических наук, заведующий лабораторией методологии и технических средств океанологических исследований, Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН. E-mail: gvsmirnov@ocean.ru. Область научных интересов: океанологическое приборостроение, экспериментальные исследования явлений и механизмов в океане, автоматизация океанологических экспериментальных исследований.

Оленин Антон Леонидович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник лаборатории методологии и технических средств океанологических исследований, Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН. E-mail: olenant@hotmail.com. Область научных интересов: проектирование и изготовление гидролого-оптико-химических многоканальных, глубоководных измерительных комплексов, проведение их лабораторных и морских испытаний.

FUNCTIONAL CHART OF A MULTICHANNEL HYDROLOGIC-OPTICAL-CHEMICAL MEASURING COMPLEX AND NEW MEASURING CHANNELS OF HYDROPHYSICAL PARAMETERS

© 2015 G. V. Smirnov, A. L. Olenin

P.P. Shirshov Institute of Oceanology, Russian Academy of Sciences,
Moscow, Russian Federation

The results of the analysis of design and development of data measuring systems of oceanographic parameters in the 60-70s and 80-90s are presented in the paper. Data measuring systems based on the CAMAC standard (created under the leadership of academician Nesterikhin Y.E.) had a great influence on the design of instrumentation. However, their direct use in oceanographic measurements proved impossible. It so happened because of the need for in situ measurement of parameters at a considerable distance from the control devices. A basic structural arrangement of a measurement system was developed by the end of the 80s and oceanographic

sounding towed autonomous measuring systems were created, certified and put into practice. They were used for experimental studies in the ocean in the range from seconds to tens of days in time and from centimeters to hundreds or thousands of kilometers in distance. Measuring channels are being developed on the basis of high-speed data receivers (television cameras, acoustic devices). A structural arrangement of a multi-channel hydrological- optical- and chemical measuring complex that makes it possible to assimilate in its composition measuring channels of oceanographic parameters at different information rates has been developed. A process platform for the development, testing and certification of new measurement channels for the parameters of the marine environment has been designed and built on the basis of this scheme. The results of full-scale tests of the process platform carried out on the Black Sea near Gelendzhik are presented.

Synoptic variability of the ocean; assimilation of observations; primary transducer; thermodynamic model of the ocean; intercalibration of sensors; submersible probe; identification of suspended particles; functional chart; multi-channel immersion measurement system; fiber-optic communication line; electric winch; experimental probing of the ocean.

References

1. Brehovskih L.M., Koshlyakov M.N., Fedorov K.N. Hydrophysical poligon-experiment in the tropical zone of the Atlantic. *Doklady ANUSSR*. 1971. V 198, no. 6. P. 1434-1437. (In Russ.)
2. Smirnov G.V., Ereemeev V.N., Ageev M.D., Korotaev G.K., Yastrebov V.S., Motyzhev S.V. *Okeanologiya: sredstva i metody okeanologicheskikh issledovaniy* [Oceanology: the means and methods of Oceanographic research]. Moscow: Nayka Publ., 2005. 795 p.
3. Smirnov G.V., Kyshnir V.M., Shadrin A.V. *Kompleks avtonomnykh izmeriteley techeniy* [Complex autonomous measuring currents]. Patent USSR no.1163272, 1985. (Publ. 23.06.1985., bul. no. 23. P. 7)
4. Yastrebov V.S., Sobolev G.P., Smirnov A.V. *Sistemy i elementy glubokovodnoy tekhniki podvodnykh issledovaniy: spravochnik* [Systems and components of deep-sea underwater research techniques]. Leningrad: Sydstoroenie Publ., 1981. 304 p.
5. Smirnov G.V., Kyshnir V.M., Shadrin A.V., Shamray B.V. *Zondiruyushchiy kompleks profilya skorostey techeniya* [Complex for probing the velocity profile of the flow] Patent USSR, no. 1070484, 83. (Publ. 30.02.83; bul. № 4).
6. Smirnov G.V., Fendrikov A.N. *Sposob proizvodstva podvodnykh robot i obitaemyy podvodnyy kompleks dlya ego osushchestvleniya* [A method of subsea production and manned underwater complex for its implementation]. Patent RF no. 2399552, 2010. (Publ. 29.09.2010, bul. №26).
7. Voytov D.V. *Podvodnye apparaty* [Underwater vehicles]. Moscow: ACT, Astrel Publ., 2002. 303 p.

About the authors

Smirnov Gennady Vasilievich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Academician of the Russian Academy of Sciences, Head of the Laboratory of Methodology and Hardware for Oceanological Research, P.P. Shirshov Institute of Oceanology, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation. E-mail: gvsmirnov@ocean.ru. Area of Research: oceanological instrument engineering, exper-

imental oceanology, automatization of oceanological research.

Olenin Anton Leonidovich, Senior Researcher, Laboratory of Methodology and Hardware for Oceanological Research, P.P. Shirshov Institute of Oceanology, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation. E-mail: olenant@hotmail.com. Area of Research: development and designing of hydro- opto- chemical complexes for deep-water research.

УДК 519.6:62-752.4+51-74

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКАХ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ И ИХ КОМПОНЕНТАХ С ПОМОЩЬЮ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

© 2015 М. А. Барулина, В. М. Панкратов

Институт проблем точной механики и управления
Российской академии наук, г. Саратов

Разработаны программные модули-компоненты, позволяющие создавать собственное специализированное программное обеспечение для исследования динамики микромеханических датчиков инерциальной информации с учётом теории Тимошенко и при наличии гироскопического эффекта. Показана принципиальная возможность использования разработанного программного обеспечения для моделирования датчиков на примере суперминиатюрного микромеханического гироскопа и акселерометра и гироскопа с кардановым подвесом чувствительного элемента. Использование специализированного программного обеспечения обеспечивает возможность реализации необходимой функциональности, а также полный контроль над реализацией алгоритмов, ходом вычисления, отображения результатов на любом шаге исследования. Разработкой и использованием специализированного программного обеспечения можно добиться существенного (на порядки) уменьшения требований к вычислительным ресурсам и времени расчёта по сравнению с универсальными комплексами конечно-элементного моделирования.

Микромеханические датчики инерциальной информации; численное моделирование; конечно-элементное моделирование; теория Тимошенко; теория Эйлера-Бернулли.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-223-233

Введение

Микромеханические датчики инерциальной информации (ММДИИ) в настоящее время являются одними из самых перспективных датчиков инерциальной информации (ДИИ) для широкого круга подвижных объектов. Современные микромеханические и микроэлектромеханические системы, к которым относятся и микромеханические гироскопы (ММГ) и акселерометры (ММА), значительно превосходят традиционные гироскопы с вращающимся ротором по массогабаритным характеристикам, показателям себестоимости и энергопотребления, что обусловило применение ММГ и ММА для широкого круга подвижных объектов – в навигационном оборудовании, автомобильной промышленности, военной техники, робототехнике и интеллектуальных системах [1-6].

При эксплуатации в реальных условиях микромеханические датчики инерциальной информации могут испытывать

вибрации с амплитудами до 10g и с частотами до 2 кГц. Так как большинство микромеханических гироскопов имеет подвижную вибрирующую часть – чувствительный элемент [2, 7], то при проектировании и исследовании микромеханических датчиков инерциальной информации представляется важным более точное моделирование динамических процессов, происходящих в приборе.

Одним из способов является численное, в том числе конечно-элементное, моделирование ММДИИ. При этом ММДИИ, некоторые конструктивные схемы которых показаны на рис.1, могут быть представлены как распределённые системы твёрдых тел – балочных (стержневых) конечных элементов. Однако само моделирование может вносить погрешности в получаемый результат. Так, выбор теории, на основе которой проводится моделирование, напрямую влияет на то, насколько получаемый результат будет

соответствовать реальным процессам в ММДИИ.

В настоящее время для исследования динамических воздействий в ММДИИ и в их конструктивных элементах и воз-

никающих при этом эффектов используют или классическую теорию изгиба Эйлера-Бернулли, или одну из уточнённых теорий изгиба – теорию Тимошенко.

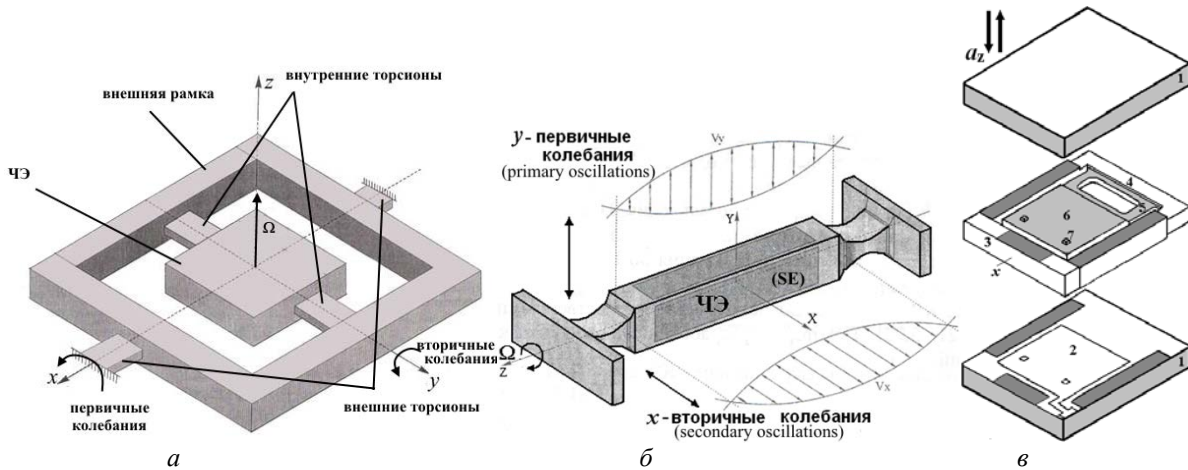


Рис. 1. Кинематические схемы микромеханических гироскопов и акселерометров:
а – карданный ММГ, б – стержневой гироскоп; в – акселерометр

В отличие от классической теории, уточнённая теория изгиба Тимошенко описывает изгиб конечной балки более точно, ближе к реальному изгибу. Теория Тимошенко учитывает инерцию вращения поперечного сечения балки и предполагает, что плоское поперечное сечение, нормальное к продольной оси, после деформации остаётся плоским, но не обязательно нормальным к деформированной продольной оси [7]. Выбор теории, на основе которой будет проводиться моделирование, оказывает непосредственное влияние на получаемые результаты.

В ряде универсальных программных комплексов конечно-элементного моделирования, например, ANSYS, Code-Aster, CalculiX, OpenFOAM, декларируется поддержка теории Тимошенко некоторыми типами конечных элементов [8-11]. Однако невозможно проконтролировать, какие теоретические и алгоритмические основы были реализованы в этих комплексах. Кроме того, возможность при моделировании учёта гироскопического эффекта в этих комплексах довольно ограничена.

Целью работы является разработка и применение специализированного про-

граммного обеспечения для численного моделирования динамических процессов в ММДИИ с помощью балочных (стержневых) конечных элементов в соответствии с теорией Тимошенко и с учётом гироскопического эффекта.

Так как ММДИИ и их компоненты могут быть представлены конечно-элементной моделью из балочных или стержневых элементов, то в разработанном программном обеспечении были реализованы именно такие элементы.

Структура программного обеспечения

Математическое обеспечение, описывающее трёхмерный балочный элемент для моделирования динамических процессов в соответствии с теорией Тимошенко, приведено в работах [12, 13]. Для алгоритмической реализации этого математического обеспечения был выбран язык C# на платформе Microsoft .NET Framework. Для реализации визуализации трёхмерных объектов и движения в пространстве использованы возможности и функции системы Windows Presentation Foundation (WPF) и DirectX.

Разработка надёжного программного обеспечения (ПО) должна следовать нескольким принципам, независимо от назначения и области эксплуатации. К ним можно отнести [14]:

- расширяемость (возможность внесения изменений для расширения функциональности);
- развиваемость (возможность простой адаптации к изменению требований);
- переносимость (возможность использования на нескольких платформах);
- общность (применимость ПО к различным ситуациям).

Следует также добавить и модульность (повторное использование компонентов). Модульность означает, что различные части приложения могут быть использованы многократно, в том числе и при разработке других приложений.

Также при разработке программного обеспечения очень важно уделить внима-

ние рациональному использованию оперативной памяти. Особенно это важно при разработке ПО для конечно-элементного моделирования, где получающиеся матрицы модели (например, матрица масс и матрица жёсткости) имеют большую размерность и разреженную структуру.

Поэтому для разработки специализированного ПО были выбраны объектно-ориентированная, аспектно-ориентированная и модульная парадигмы программирования.

Основными модулями-компонентами разработанного ПО являются:

1) модуль *TBElement3D* [15], реализующий поддержку разработанного трёхмерного конечного элемента и обеспечивающий основную функциональность для численного расчёта статических и динамических задач. Структура модуля *TBElement3D* показана на рис. 2;

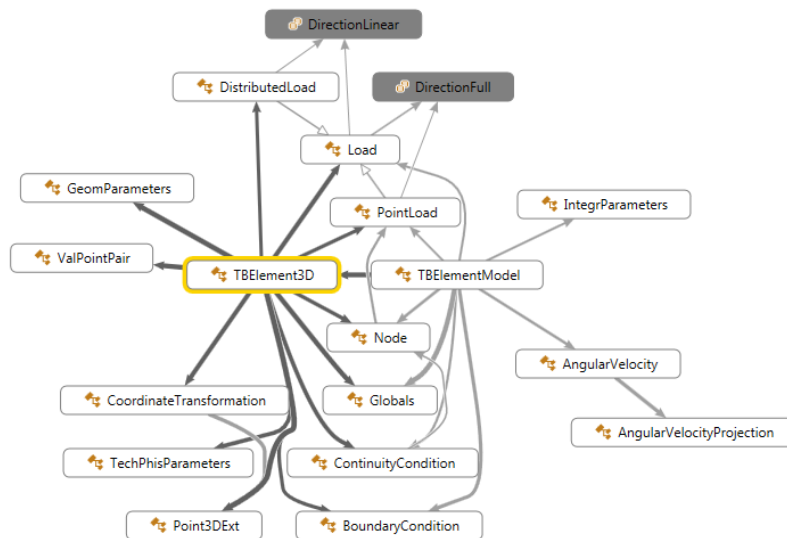


Рис. 2. Структура программного модуля *TBElementlib*

2) модуль матричного анализа *MathFEMlib*, реализующий все алгоритмы, необходимые для проведения численных расчётов при конечно-элементном моделировании. К таким алгоритмам относятся хранение и операции с разреженными матрицами, нахождение их определителя, LUP-декомпозиция, решение матричных уравнений, приведение матрицы к

трёхдиагональной форме с помощью редукции Хаусхолдера [16], приведение к форме Хессенберга [16], QL алгоритм [16], решения систем линейных алгебраических уравнений методом сопряжённых градиентов и стабилизированным методом бисопряжённых градиентов [17] и т.д. Реализованные алгоритмы в большинстве

своём основаны на алгоритмах, приведённых в [16, 17].

Структура программного комплекса для исследования конкретной схемы ММДИИ на примере ПО для моделирования суперминиатюрного микромеханического гироскопа и акселерометра (СММГА) СММГА-01 приведена на рис. 3.

Структурно СММГА-01 состоит из трёх модулей – *SSMMGA*, *TBElement3D* и *MathFEMlib* (рис. 3).

Главными подмодулями модуля *SSMMGA* являются *FormMain*, реализующий возможность ввода необходимых для моделирования данных (физических и геометрических параметров, нагрузки, пе-

реносного ускорения и т.д.); *FModalAnalysis*, реализующий визуализацию результатов модального анализа; *FDynAnalysis*, предоставляющий возможности по визуализации результатов расчёта динамики конечно-элементной модели; *Model3DControl* и *SurfacePlotVisual3D*, реализующие трёхмерное отображение модели, используемое в *FModalAnalysis* и *FDynAnalysis*.

Благодаря модульной структуре, алгоритмы программных модулей *MathFEMlib* и *TBElementlib* могут совершенствоваться, не приводя к необходимости переписывания кода в программных комплексах, которые их используют.

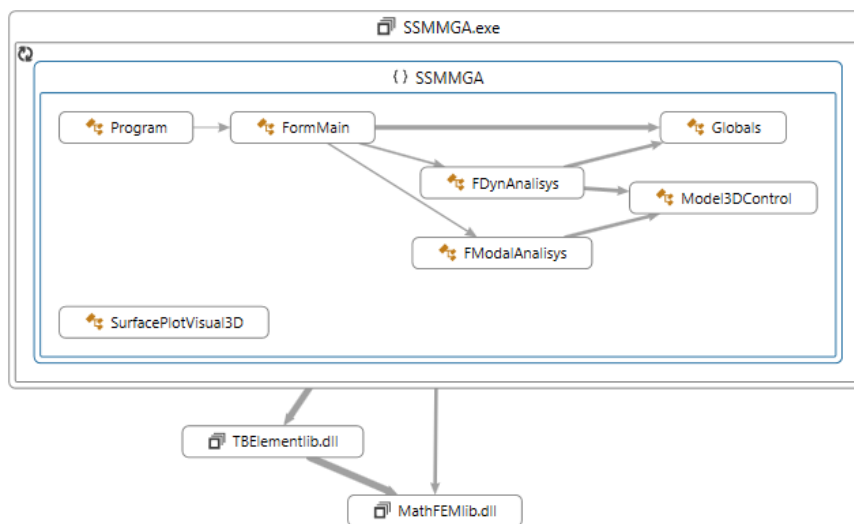


Рис. 3. Структура разработанного программного комплекса СММГА-01

Численные эксперименты

Для демонстрации принципиальной возможности использования разработанного ПО для численного моделирования реальных микромеханических гироскопов проведено моделирование суперминиатюрного микромеханического гироскопа и акселерометра (СММГА) (рис. 4) [18] и гироскопа с кардановым подвесом чувствительного элемента (ЧЭ) (карданового ММГ) (рис. 5) [2,6].

Конечно-элементные модели, построенные для СММГА и карданового ММГ, с использованием трёхмерного конечного элемента [13] показаны на рис. 6 и 7.

Для верификации получаемых результатов были построены и исследованы конечно-элементные модели соответствующих конструктивных схем в комплексе ANSYS.

Для исследования СММГА принимались следующие исходные параметры [19]: материал для всех конечных элементов – кремний (коэффициент Юнга $E = 190$ ГПа; плотность $\rho = 2228$ кг/м³); геометрические параметры 1-го и 3-го элементов (упругих подвесов): длина $l_i = 164.9$ мкм, высота $h_i = 3.6$ мкм, толщина $b_i = 3.6$ мкм ($i = 1, 3$); геометрические параметры 2-го элемента (чувствительного элемента): $l_2 = h_2 = b_2 = 164.9$ мкм. Закон измене-

ния вынуждающей силы, приложенной к ЧЭ, принимается в виде $P(t) = A_p \sin(\omega_p t + \varphi_p)$, где A_p , ω_p , φ_p – соответственно амплитуда (H/m^2), круговая частота (рад/с) и фаза (рад) приложенной нагрузки.

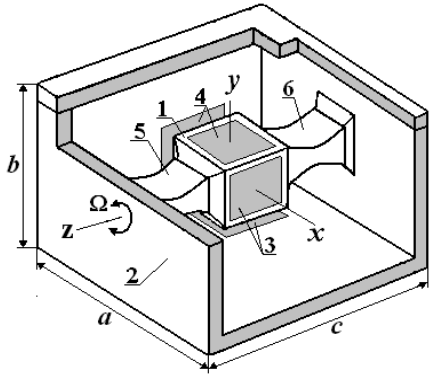


Рис. 4. Конструктивная схема СММГА: 1 – чувствительный элемент; 2 – корпус; 3, 4 – МЭМС структуры для возбуждения первичных колебаний и съёма выходной информации; 5, 6 – упругие элементы

В табл.1 приведены значения собственных частот, полученных с использованием разработанного программного обеспечения СММГА-01 с учётом (+ТТ) и без учёта (-ТТ) теории Тимошенко и в комплексе ANSYS. Погрешность вычислялась как разность значений, полученных в СММГА-01 с учётом теории Тимошенко и в ANSYS, в процентах от данных, получаемых при моделировании в ANSYS.

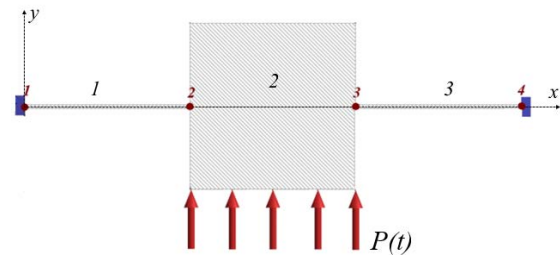


Рис. 6. Конечно-элементная модель СММГА

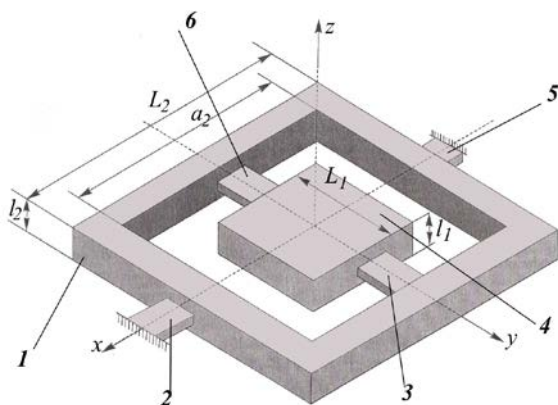


Рис. 5. Конструкция ЧЭ ММГ с кардановым подвесом: 1 – наружная рамка; 2, 5 – торсионы наружной рамки; 3, 6 – внутренние торсионы; 4 – внутренняя рамка с инерционной массой

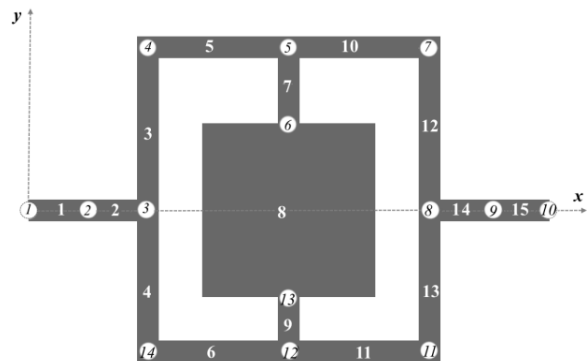


Рис. 7. Конечно-элементная модель карданового ММГ

Таблица 1. Значения собственных частот СММГА, полученные с учётом и без учёта теории Тимошенко и в комплексе ANSYS

№ моды	Собственная частота, Гц			Погрешность СММГА-01 (+ТТ), %
	СММГА-01 +ТТ	СММГА-01 -ТТ	ANSYS	
1	3971.507	3777.337	3773.200	5.256
2	6006.254	6009.531	6017.0000	0.179
3	6006.254	6009.531	6019.200	0.215
4	15309.586	15317.295	15317.000	0.048
5	15309.586	15317.295	15322.000	0.081

Первая частота в таблице соответствует крутильным колебаниям конструкции. Как видно, собственная частота, вычисленная без учёта теории Тимошенко, ближе к значениям ANSYS, чем собственная частота, вычисленная с учётом теории Тимошенко. Это показывает, что в балочных элементах ANSYS теория Тимошенко учитывается не в полной мере: в матрице масс, которые строятся в ANSYS для балочных элементов, вероятно, не учитывается сдвиг их поперечного сечения.

Как следует из табл.1, значения собственных частот, полученных в СММГА-01 с учётом теории Тимошенко, отличаются от значений, полученных в ANSYS, не более чем на 5.3%.

На рис. 8 показаны графики первичных (u_y) и вторичных (u_z) колебаний в плоскости (xy) и (xz) точки в центре срединной линии ЧЭ, полученные с учётом и без учёта теории Тимошенко при наличии демпфирования и при частоте вынуждающей нагрузки, близкой к резонансной – 6006 Гц. Шаг интегрирования $5 \cdot 10^{-6}$ с. Переносная угловая скорость $\Omega_x = 100$ рад/с появлялась с 0.01с. Время расчёта составило менее минуты.

Как видно из рис. 8, амплитуда первичных колебаний, возникающих из-за наличия угловой скорости вращения Ω_x вследствие гироскопического эффекта, существенно (на порядок) меньше при расчёте с учётом теории Тимошенко в сравнении со значениями, полученными без учёта теории Тимошенко.

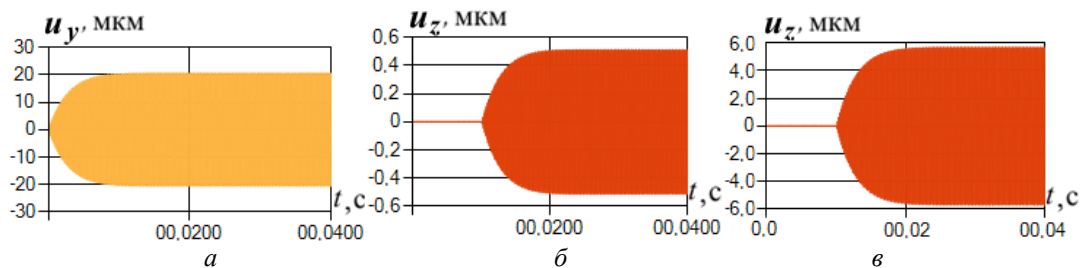


Рис. 8. Графики первичных колебаний u_y (а) и вторичных колебаний u_z с учётом (б) и без учёта (в) теории Тимошенко при действии демпфирования и $\Omega_x = 100$ рад/с

Величина этого различия зависит от конструктивной схемы датчика и от разбиения модели на конечные элементы (количество элементов, геометрические размеры элементов и т.д.). Таким образом, использование при моделировании датчиков инерциальной информации конечных элементов, основанных на теории Бернулли-Эйлера и без учёта сдвига и инерции поперечного сечения, может привести к существенно отличающимся (на порядок) результатам.

При численном моделировании в разработанном комплексе CardanMMG-01 карданового ММГ принимались следующие параметры [2]: модуль Юнга $E = 1.68 \cdot 10^{11}$ Н/м², модуль сдвига $G = 6.17 \cdot 10^{10}$ Н/м², плотность $\rho = 2.33 \cdot 10^3$ кг/м³; $L_2 = 1.2 \cdot 10^{-2}$ м, $a_2 = 0.8 \cdot 10^{-2}$ м,

$l_2 = 0.0375 \cdot 10^{-2}$ м, $L_1 = l_1 = 0.6 \cdot 10^{-2}$ м. Для внутренних торсионов: $l_T = 0.1 \cdot 10^{-2}$ м, $b_T = c_T = 0.028 \cdot 10^{-2}$ м. Для торсионов наружной рамки: $l_T = 0.162 \cdot 10^{-2}$ м, $b_T = c_T = 0.035 \cdot 10^{-2}$ м. Закон изменения вынуждающего момента принимается в виде $M(t) = M_0 \sin(\omega_M t + \varphi_M)$, где M_0 , ω_M , φ_M – амплитуда (Н·м), круговая частота (рад/с) и сдвиг фазы (рад) приложенной нагрузки, соответственно.

Результаты расчёта динамики ММГ с кардановым подвесом ЧЭ показаны на рис.9. Амплитуда вынуждающего переменного момента принималась равной $M_0 = 22 \cdot 10^{-5}$ Н·м, частота $\omega_M = 100$ Гц, фаза $\varphi_M = 0$. Максимальные значения перемещений, получаемые в ANSYS и разработанном программном обеспечении, от-

личаются менее чем на 15% и составили $0.108 \cdot 10^{-4}$ м и $0.098 \cdot 10^{-4}$ м соответственно.

Для карданового ММГ был проведён частотный анализ и анализ динамики при наличии переносной угловой скорости вращения основания. Как пример возможностей разработанного оригинального программного комплекса, на рис. 10 приведён график влияния физических параметров материала карданового ММГ на значение его первой собственной частоты ω_1 . Влияние коэффициента сдвига k (корректирующего коэффициента), вводимого в теории Тимошенко [7], и высоты ЧЭ h на значение ω_1 приведено на рис. 11. На рис. 12 показана зависимость значения ω_1

от значений коэффициента сдвига k и коэффициента Пуассона.

Надо отметить, что построение зависимостей, приведённых на рис. 10-12, в универсальных программах конечно-элементного анализа требуют, даже при наличии параметрического анализа, существенных временных затрат как на проведение экспериментов, необходимых для получения соответствующих данных, так и на дальнейшую обработку результатов. В специализированном программном обеспечении необходимая функциональность может быть реализована и автоматизирована в той мере, в какой это необходимо исследователю.

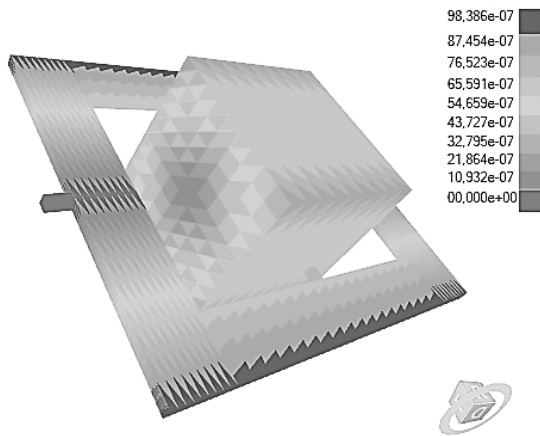


Рис. 9. Поле максимальных перемещений, полученное в CardanMMG-01, м

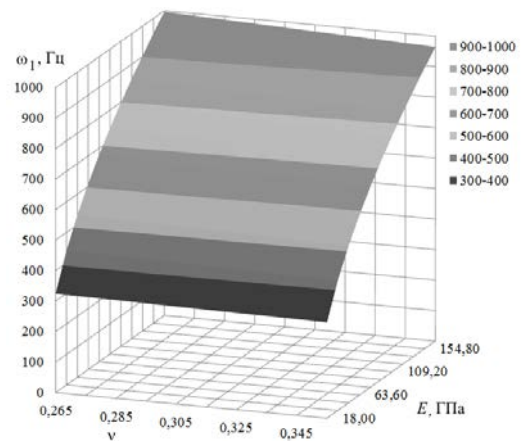


Рис. 10. Влияние модуля упругости E и коэффициента Пуассона ν на значение первой собственной частоты ω_1

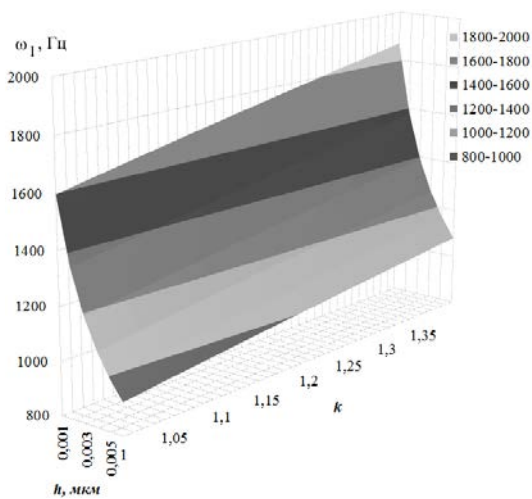


Рис. 11. Влияние высоты ЧЭ h и коэффициента сдвига k на значение ω_1

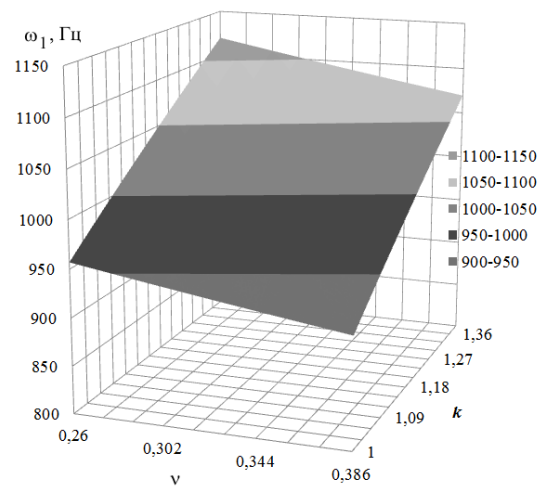


Рис. 12. Влияние коэффициента сдвига k и коэффициента Пуассона ν на значение ω_1

Заключение

Проведённые численные эксперименты показали возможность использования разработанного ПО для численного моделирования динамики реальных конструкций микромеханических датчиков инерциальной информации.

Разработанные модули-компоненты *TBElement3D* и *MathFEMlib* позволяют создавать собственное специализированное ПО для исследования динамики ММДИИ с учётом теории Тимошенко и при наличии гироскопического эффекта.

Использование специализированного программного обеспечения обеспечивает возможность реализации необходи-

мой функциональности, а также полный контроль над реализацией алгоритмов, ходом вычисления, отображения результатов на любом шаге исследования. Разработкой и использованием специализированного программного обеспечения можно добиться существенного (на порядок) уменьшения требований к вычислительным ресурсам и времени расчёта по сравнению с универсальными комплексами конечно-элементного моделирования. Так, расчёт с шагом $5 \cdot 10^{-6}$ с в динамических процессах в СММГА в течение 2 с в разработанном ПО занимает менее минуты, а аналогичный расчёт в ANSYS занял более часа.

Библиографический список

1. Пешехонов В.Г. Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем // Гироскопия и навигация. 2011. № 1(72). С. 3-16.
2. Распопов В.Я. Микромеханические приборы: учебное пособие. Тула: Тульский государственный университет, 2002. 392 с.
3. Гай Э. Наводящиеся снаряды с инерциальной навигационной системой на микромеханических датчиках, интегрированной с GPS // Гироскопия и навигация. 1998. № 3(22). С. 72-80.
4. Лестев А.М., Попова И.В. Современное состояние и тенденции развития механических миниатюрных гироскопов в России // Гироскопия и навигация. 1997. № 2(17). С. 17-23.
5. Трофимов А.Н. Датчики параметров движения в ракетно-космической технике и народном хозяйстве // Датчики и системы. 2000. № 7. С. 20-23.
6. Джашигов В.Э., Панкратов В.М. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий. С.-Петербург: Электроприбор, 2005. 404 с.
7. Григолюк Э.И., Селезов И.Т. Итоги науки и техники. Серия: Механика твердых деформируемых тел. Т. 5. М.: ВИНТИ, 1973. 270 с.
8. ANSYS 15.0 Help
9. Overview on civil engineering models. <http://www.code-aster.org/V2/IMG/pdf/01-overview.pdf>
10. Open FOAM. <http://www.openfoam.org/>
11. CalculiX CrunchiX USER'S MANUAL. <http://bconverged.com/calculix/doc/ccx/html/ccx.html>
12. Барулина М.А. Частотные уравнения и собственные частоты элементов вибрационных микромеханических гироскопов на основе сдвиговой теории Тимошенко // Нано- и микросистемная техника. 2015. № 4 (177). С. 21-31.
13. Барулина М.А. Построение матрицы масс трехмерного конечного элемента для моделирования динамики микромеханических датчиков инерциальной информации и их узлов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 5. С. 352–360.
14. Брауде Э.Дж. Технология разработки программного обеспечения. СПб: Питер, 2004. 656 с.
15. Барулина М.А. Свидетельство № 2015615559 от 20.05.2015 Федеральной службы по интеллектуальной собственности о государственной регистрации про-

грамм для ЭВМ: Модуль для конечно-элементного моделирования на основе балочных элементов с учетом теории Тимошенко и гироскопических сил (TBEElementlib).

16. Уилкинсон Р. Справочник алгоритмов на языке АЛГОЛ. Линейная алгебра / под ред. д-ра техн. наук проф. Ю.И. Топчиева. М.: Машиностроение, 1976. 389 с.

17. Saad Yousef Iterative Methods for Sparse Linear Systems. Second Edition with corrections. SIAM. 2003. 528 p.

18. Джашитов В.Э., Панкратов В.М., Барулина М.А. Теоретические основы разработки и создания суперминиатюрного микромеханического многофункционального датчика инерциальной информации // Нано- и микросистемная техника. 2010. № 5 (118). С. 46-54.

Информация об авторах

Барулина Марина Александровна, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов. E-mail: marina@barulina.ru. Область научных интересов: динамические процессы в инерциальных датчиках, приборах и системах.

Панкратов Владимир Михайлович, доктор технических наук, профессор, заместитель директора по науке, Институт проблем точной механики и управления РАН. E-mail: iptmuran@san.ru. Область научных интересов: механика возмущенных гироскопических приборов и устройств, систем автономной навигации и управления.

MODELING OF DYNAMIC PROCESSES IN MICROMECHANICAL INERTIAL SENSORS AND THEIR COMPONENTS USING SPECIALIZED SOFTWARE

© 2015 M. A. Barulina, V. M. Pankratov

Institute of Precision Mechanics and Control of the Russian Academy of Sciences,
Saratov, Russian Federation

Software packages which can be used for the creation of specialized software to investigate the dynamics of micromechanical inertial sensors have been developed. These software packages take full account of the Timoshenko theory and the influence of the gyroscopic effect. The possibility of using the developed software is shown using modeling of a superminiature micromechanical gyro and a micromechanical gyro with a gimbal sensing element as an example. The use of specialized software guarantees the possibility of implementing the required functionality as well as full control of the implementation of the algorithms and visualization of the results at every stage of the investigation. The development and using of specialized software can help to achieve significant reduction of requirements imposed upon the computing resources and calculation time in comparison with universal software of finite-element modeling.

Micromechanical gyroscope, micromechanical accelerometer, MEMS device, numerical modeling, finite element modeling, Timoshenko theory, Euler-Bernoulli theory.

References

1. Peshekhonov V.G. Gyroscopic Systems: Current Status and Prospects. *Gyroscopy and Navigation*. 2011. V. 2, no. 3. P. 111-118. doi.org/10.1134/s2075108711030096

2. Raspopov V.Ya. *Mikromekhanicheskie pribory* [Micromechanical sensors]. Tula: Tula State University Publ., 2002. 392 p.
3. Gai E. Guiding munitions with a micromechanical INS/GPS system. *Gyroscopy and Navigation*. 1998. No. 3 (22). P. 72-80. (In Russ.)
4. Lestev A.M., Popova I.V. Micromechanical gyros recent state and development trend in Russia. *Gyroscopy and Navigation*. 1997. No. 2 (17). P. 17-23. (In Russ.)
5. Trofimov A.N. Motion parameters sensors in the rocket and space technology and national economy. *Datchiki i sistemy*. 2000. No. 7. P. 20-23. (In Russ.)
6. Dzhashitov V.E., Pankratov V.M. *Datchiki, pribory i sistemy aviakosmicheskogo i morskogo priborostroeniya v usloviyakh teplovykh vozdeystviy* [Sensors, devices and systems for aerospace and marine engineering in the conditions of thermal influence]. S.-Peterburg: Elektropribor Publ., 2005. 404 p.
7. Grigolyuk E.I., Selezov I.T. *Itogi nauki i tekhniki. Seriya: Mekhanika tverdogo deformiruemogo tela* [Deformable body mechanics]. Moscow: VINITI Publ., 1973. 270 p.
8. ANSYS 15.0 Help
9. Overview on civil engineering models. <http://www.code-aster.org/V2/IMG/pdf/01-overview.pdf>
10. Open FOAM. <http://www.openfoam.org/>
11. CalculiX CrunchiX USER'S MANUAL. <http://bconverged.com/calculix/doc/ccx/html/ccx.html>
12. Barulina M.A. Frequency Equations and Self-induced Vibrations of the Elements of the Vibratory Micromechanical Gyroscopes Based on Timoshenko Shift Theory. *Journal of Nano and Microsystem Technique*. 2015. No. 4 (177). P. 21-31. (In Russ.)
13. Barulina M.A. Development of a Mass Matrix of the 3D Finite Element for Modeling of the Dynamics of Micromechanical Inertial Sensor Data and their Components. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*. 2015. V. 16, no. 5. P. 352-360. (In Russ.)
14. Braude E. *Tekhnologiya razrabotki programmnoy obespecheniya* [Software Engineering. An Object-Oriented Perspective]. SPb: Piter Publ., 2001. 560 p.
15. Barulina M.A. Svidetel'stvo no. 2015615559 ot 20.05.2015 Federal'noy sluzhbe po intellektual'noy sobstvennosti o gosudarstvennoy registratsii program dlya EVM: Modul' dlya konechno-elementnogo modelirovaniya na osnove balochnykh elementov s uchetom teorii Timoshenko i giroskopicheskikh sil (TBELEMENTLIB) [Certificate No. 2015615559 of 20.05.2015 of the Federal Intellectual Property Service on state registration of computer software: module for finite-element modeling on the basis of beam elements with account for Timoshenko theory and gyroscopic forces.]
16. Wilkinson J.H., Reinsch C. Handbook for Automatic Computation. Volume II: Linear Algebra. Springer 1971. 448 p.
17. Saad Yousef Iterative Methods for Sparse Linear Systems. Second Edition with corrections. SIAM. 2003. 528 p.
18. Dzhashitov V.E., Pankratov V.M., Barulina M.A. The Theoretical Bases of Development and Creation of the Superminiature Micromechanical Multifunction Sensor of the Inertial Information. *Journal of Nano and Microsystem Technique*. 2010. No. 5. P. 46-54. (In Russ.)

About the authors

Barulina Marina Aleksandrovna, Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, Precision Mechanics and Control Institute of the Russian Academy of Sciences, Saratov, Russian Federation. E-mail:

marina@barulina.ru. Area of Research: dynamic processes in inertial sensors, devices and systems.

Pankratov Vladimir Mikhaylovich, Doctor of Science (Engineering), Professor,

Deputy Director for Science, Precision Mechanics and Control Institute of the Russian Academy of Science, Saratov, Russian Federation. E-mail: iptmuran@san.ru. Area of

Research: mechanics of perturbed gyroscopic devices and equipment, systems of autonomous navigation and control.

УДК 377 (ББК Ч48)

АНАЛИЗ МНОГОАСПЕКТНОСТИ И СОСТОЯНИЯ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОБУЧЕНИЯ В РОССИИ

© 2015 А. И. Белоусов¹, Т. В. Громова²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

²Самарский государственный экономический университет

Представлены результаты анализа многоаспектности и состояния образования с использованием технологий дистанционного обучения (ДО) для выявления положительных сторон и недостатков, проблем, а также возможных путей их решения с целью расширения доступности высшего образования и повышения эффективности образовательного процесса. Дистанционное обучение как педагогическая проблема и одновременно как новая форма получения образования вызвало, ввиду своих особенностей, появление преподавателя новой формации. Это – педагог, постоянно сопровождающий обучающегося в системе ДО, владеющий технологиями ДО и арсеналом техник и методик, в первую очередь, компьютерной грамотностью. Для решения проблемы необходимо определить сущность ряда ключевых понятий ДО, выявить многоаспектность проблемы его организации, проанализировать зарубежный и отечественный опыт подготовки преподавателей для ДО и наметить пути сохранения и приумножения накопленного отечественной системой образования кадрового, научно-педагогического и материального потенциала, эффективно применить существующие и перспективные средства новых информационных технологий.

Дистанционное образование, дистанционное обучение, профессиональное образование, преподаватель дистанционного обучения, информационные образовательные технологии.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-234-247

Особенности социокультурного, экономического и политического развития России определяют поиск, апробацию и внедрение некоторой альтернативной, неантагонистической существующим в системе образования, новой формы получения образования, адекватной развивающемуся информационному российскому обществу. Она должна в полной мере обеспечивать право на получение образования, обозначенное в Конституции (ст. 42) и в законе «Об образовании РФ» (Разд. 1, ст. 5) [1]. Никто не может быть лишён возможности учиться по причине бедности, географической изолированности, социальной незащищённости и невозможности посещать образовательные учреждения в силу физических недостатков или занятости производственными и личными делами. Эта форма получения образования должна позволить:

- сделать высшее и другие уровни образования доступными для широких слоёв населения вне зависимости от места прожи-

вания, возрастного ценза, условий жизни и работы на основе полного равенства и в зависимости от способностей каждого и, тем самым, реализовать потребности населения в образовательных услугах (ОУ), а страны – в качественно подготовленных специалистах;

- реализовать конструктивные идеи опережающего и непрерывного образования, быть способной реагировать на постоянно изменяющиеся запросы рынка труда;

- компенсировать сокращение государственного финансирования, усилить международную интеграцию, снять социальную напряжённость, повысить социальную и профессиональную мобильность населения;

- сохранить и приумножить знания, кадровый и материальный потенциал, накопленный отечественной системой образования, полнее использовать педагогический и научный потенциал вузов, эффективно применять существующие и

перспективные средства новых информационных технологий и решить ряд других социально-экономических задач.

Особую значимость в реализации альтернативной формы получения образования, решающей эти задачи, имеет информатизация общества. Процесс информатизации общества стал одним из наиболее значимых глобальных процессов современности, одним из условий успешного решения задач социально-экономического развития России. Информатизация образования создаёт материальную и методологическую основу для новых форм получения образования. По мнению специалистов Института информатизации образования ЮНЕСКО, к наиболее важным направлениям формирования перспективной системы образования следует отнести:

- обеспечение большей доступности образования для населения планеты путём широкого использования возможностей дистанционного обучения и самообразования с применением информационных и телекоммуникационных технологий;
- усиление творческого начала (креативности) в образовании для подготовки к жизни в различных социальных средах (обеспечение развивающего образования).

В этой связи ключевыми направлениями основных образовательных программ ЮНЕСКО были признаны: "Образование для всех", "Образование через всю жизнь", "Образование без границ". Эксперты ЮНЕСКО и правительства развитых стран сошлись во мнении, что соответствовать требованиям информационного общества к уровню квалификации людей можно с использованием компьютерных технологий дистанционного обучения (ДО), ориентирующих студентов на новый стиль образования и развивающих их умения и навыки для дальнейшего обучения в течение всей жизни [2].

Таким образом, появилась новая педагогическая проблема – проблема ДО. ДО как педагогическая проблема и одновременно как новая форма получения об-

разования вызвало, в силу своей специфики, появление преподавателя новой формации. Это – педагог, владеющий технологиями ДО и, кроме своего предмета, арсеналом техник и методик, в первую очередь компьютерной грамотностью, а также сопровождающий обучающегося в системе ДО [3, 4].

Для решения проблемы необходимо определить сущность ряда ключевых понятий ДО, выявить многоаспектность проблемы его организации, проанализировать зарубежный и отечественный опыт подготовки преподавателей для ДО.

Опираясь на материалы исследований ряда авторов [5, 6], была составлена изображённая на рис. 1 диаграмма динамики количества российских образовательных учреждений (ОУ), реализующих дистанционные обучающие технологии (ДОТ). Процесс динамичного развития ДОТ в России начался с 1990-х гг. Количество ОУ, в той или иной мере использующих технологии ДО, стремительно растёт. Для координации усилий в области ДО созданы соответствующие структуры в Минобрнауки РФ: Евразийская ассоциация ДО, Ассоциация международного образования, Центр информационно-аналитического обеспечения ДО, Межвузовский центр ДО РФ на базе Московского государственного университета экономики, статистики и информатики (МЭСИ) и др. [7, 8].

Однако развитие ДО в нашей стране сдерживается рядом причин – отсутствием хорошего материально-технического обеспечения, дефицитом высокопроизводительной компьютерной техники, ограниченными возможностями связи и низким материальным стимулированием преподавателей.

Британские образовательные услуги уже несколько лет успешно продвигаются на российский образовательный рынок партнёром Открытого Британского университета – Международным центром ДО (теперь Международный институт менеджмента "ЛИНК") [7]. Организованы российско-финская и российско-немецкая

телеакадемии, которые, обладая современным уровнем компьютерного и телекоммуникационного оборудования, активно внедряются в российский образовательный рынок.

Российская академия образования (РАО) способствует педагогическому обеспечению системы ДО. Так, в лаборатории ДО Института общего и среднего образования РАО под руководством Е.С. Полат разрабатываются теоретические основы и практические курсы для ДО, проблемы эвристического ДО исследуются А.В. Хуторским, ДО внедряется в учебный процесс университета РАО [8, 9].

Дальнейшая теоретическая и практическая разработка проблемы совершенствования ДО осложняется наличием большого числа горячих сторонников и ярых противников дистанционной, в том числе трансляционной, формы получения

образования, аргументы которых в равной степени имеют право на существование. Таким образом, разработка проблемы дальнейшего совершенствования и использования ДО требует политеоретического подхода к её решению.

На рис. 2 – 16 отражены результаты проведённого авторами статьи анализа многоаспектности и состояния ДО для выявления положительных сторон и недостатков, проблем и возможных путей их решения с целью повышения эффективности образовательного процесса [10, 11]. Авторы намеренно не применяли в данном случае SWOT- анализ, поскольку ОУ – социальные по сути и духу, а SWOT - анализ используется, в основном, коммерческими организациями, нацеленными на получение прибыли.

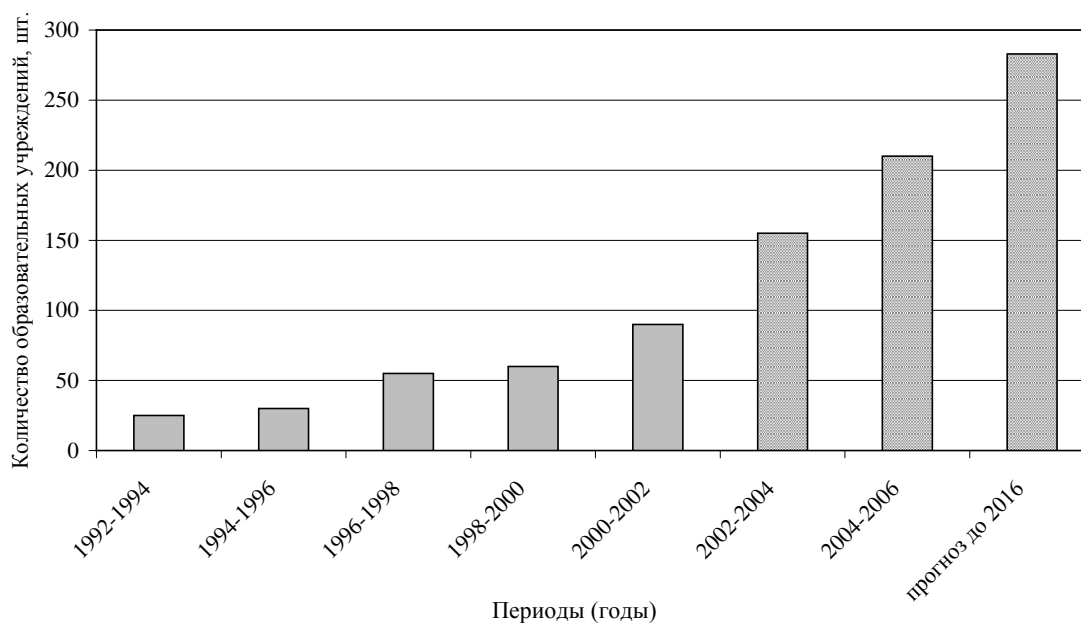


Рис. 1. Динамика количества российских образовательных учреждений, использующих дистанционные технологии

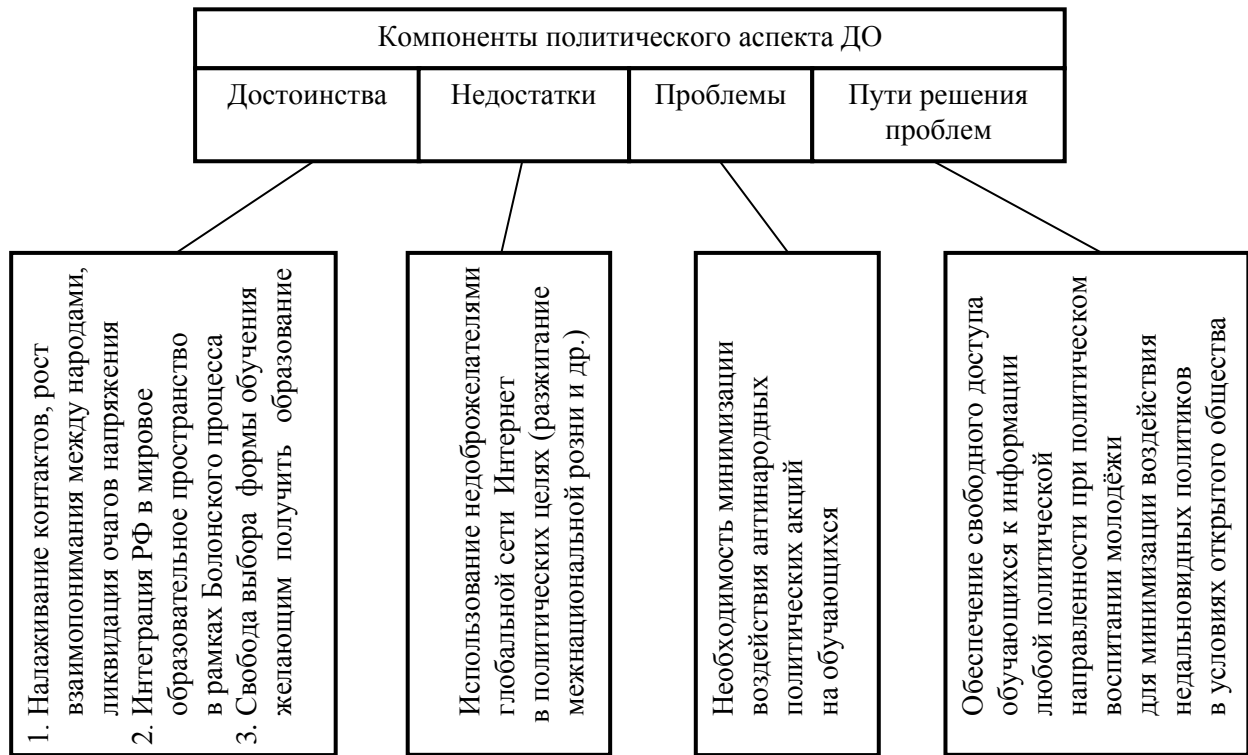


Рис. 2. Политический аспект ДО

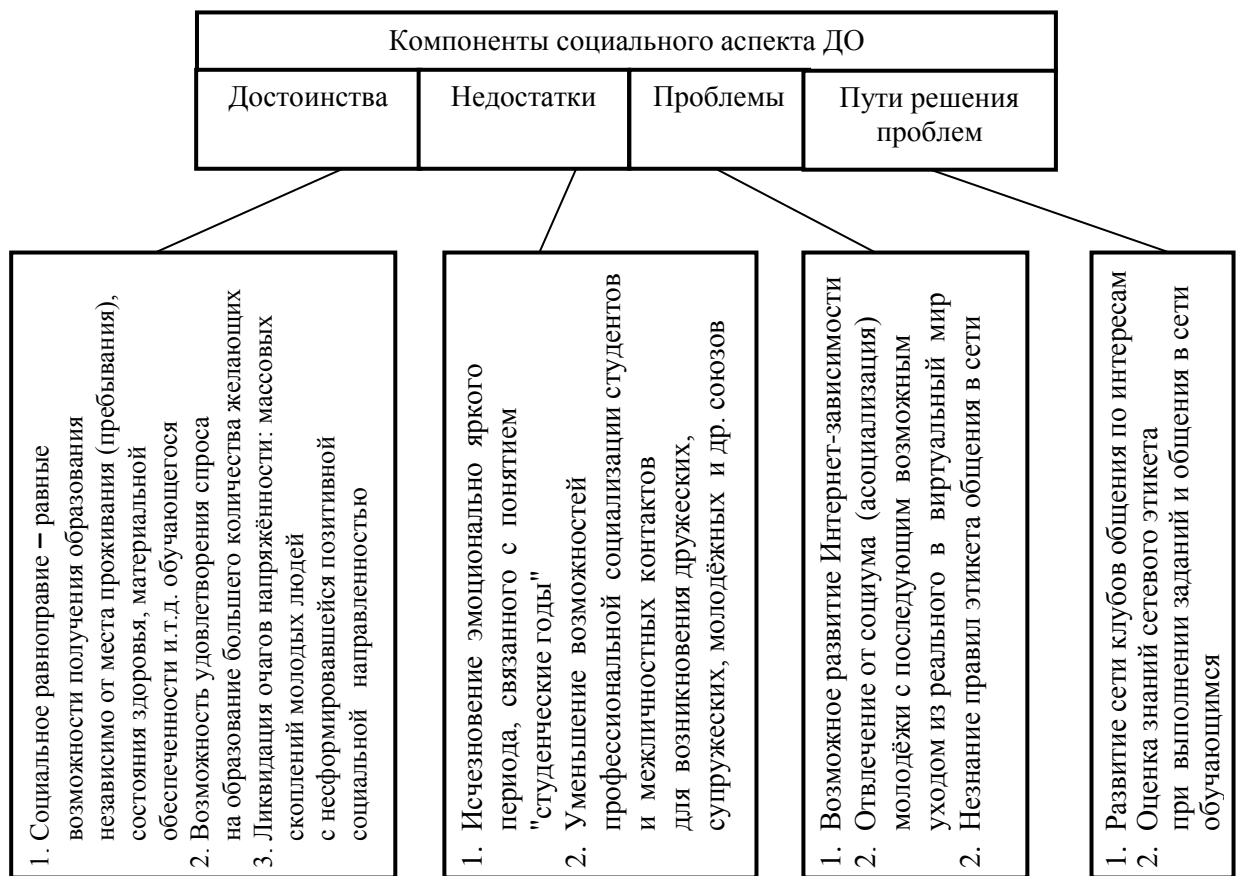


Рис. 3. Социальный аспект ДО

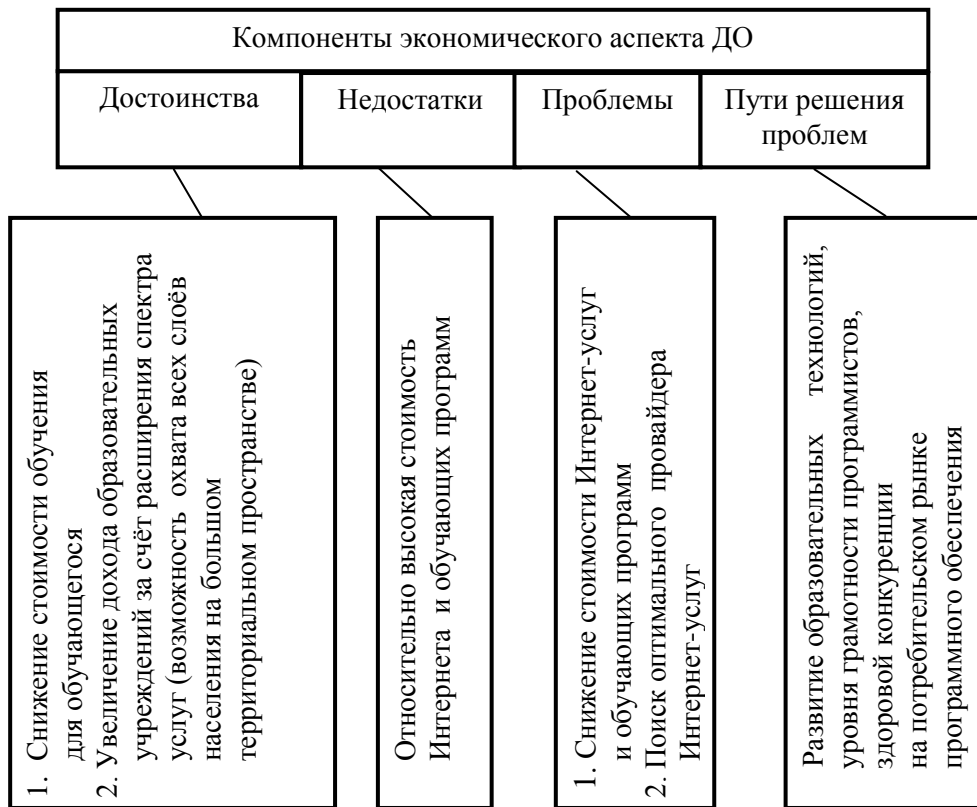


Рис. 4. Экономический аспект ДО

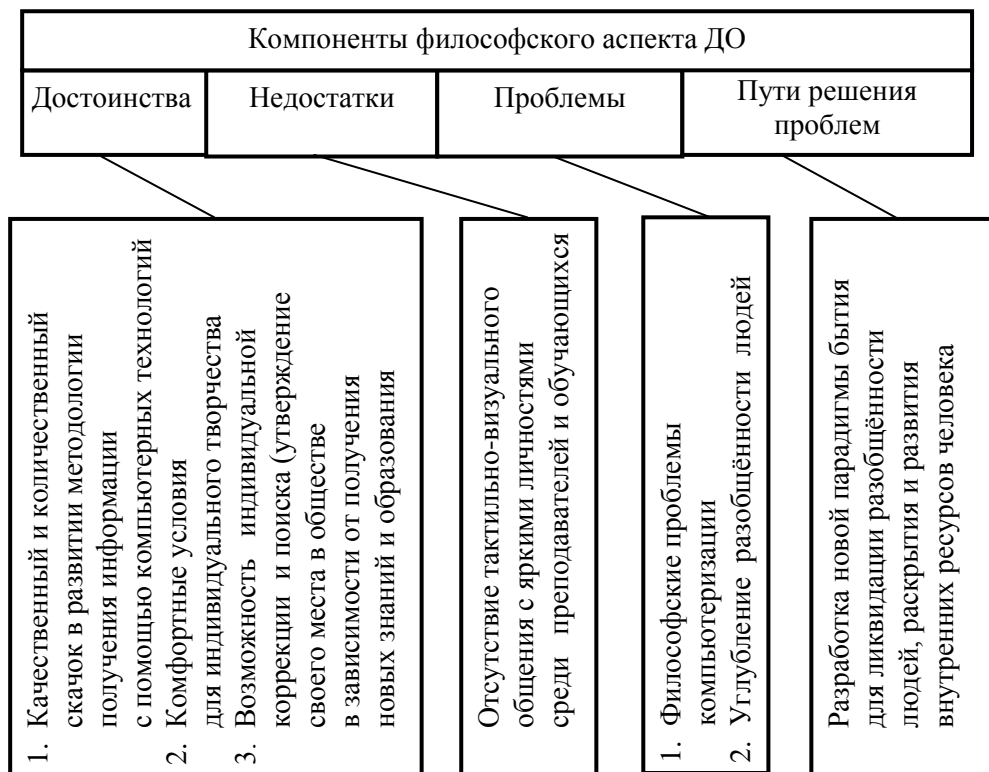


Рис. 5. Философский аспект ДО

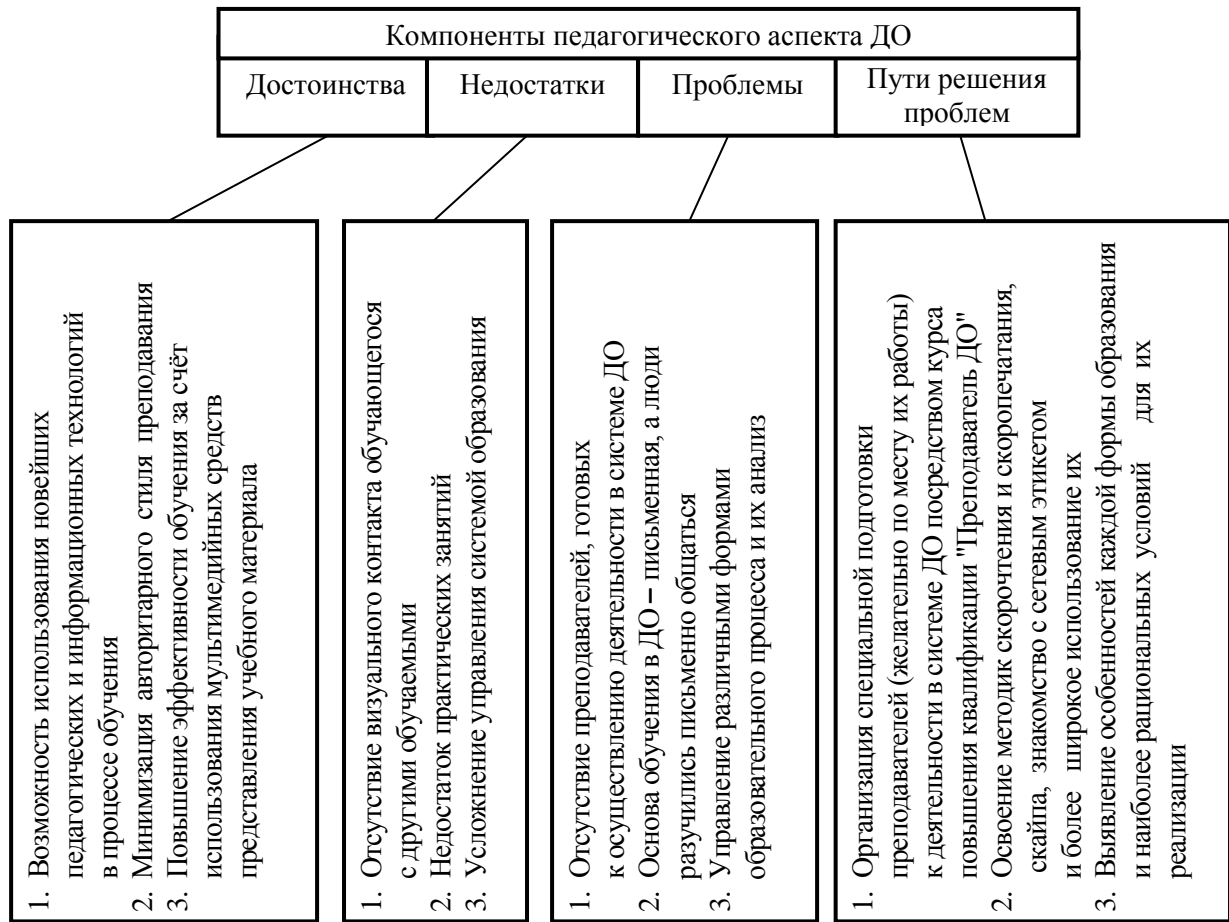


Рис. 6. Педагогический аспект ДО

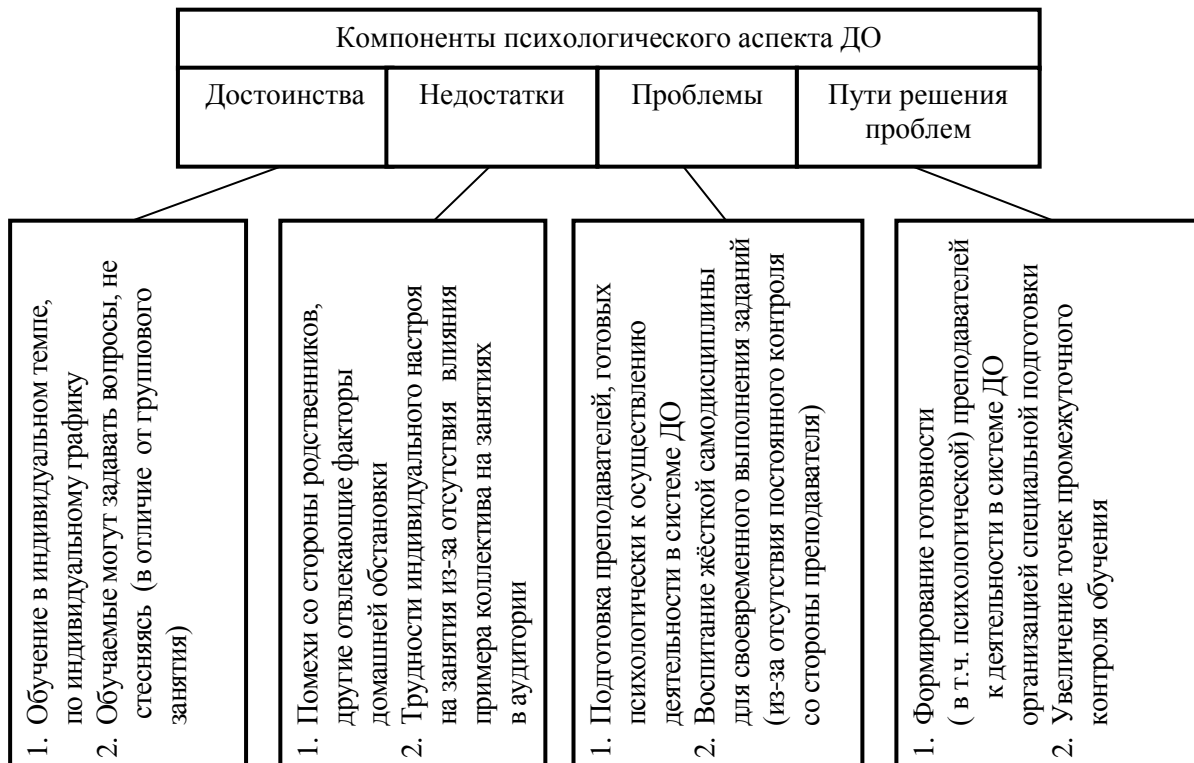


Рис. 7. Психологический аспект ДО

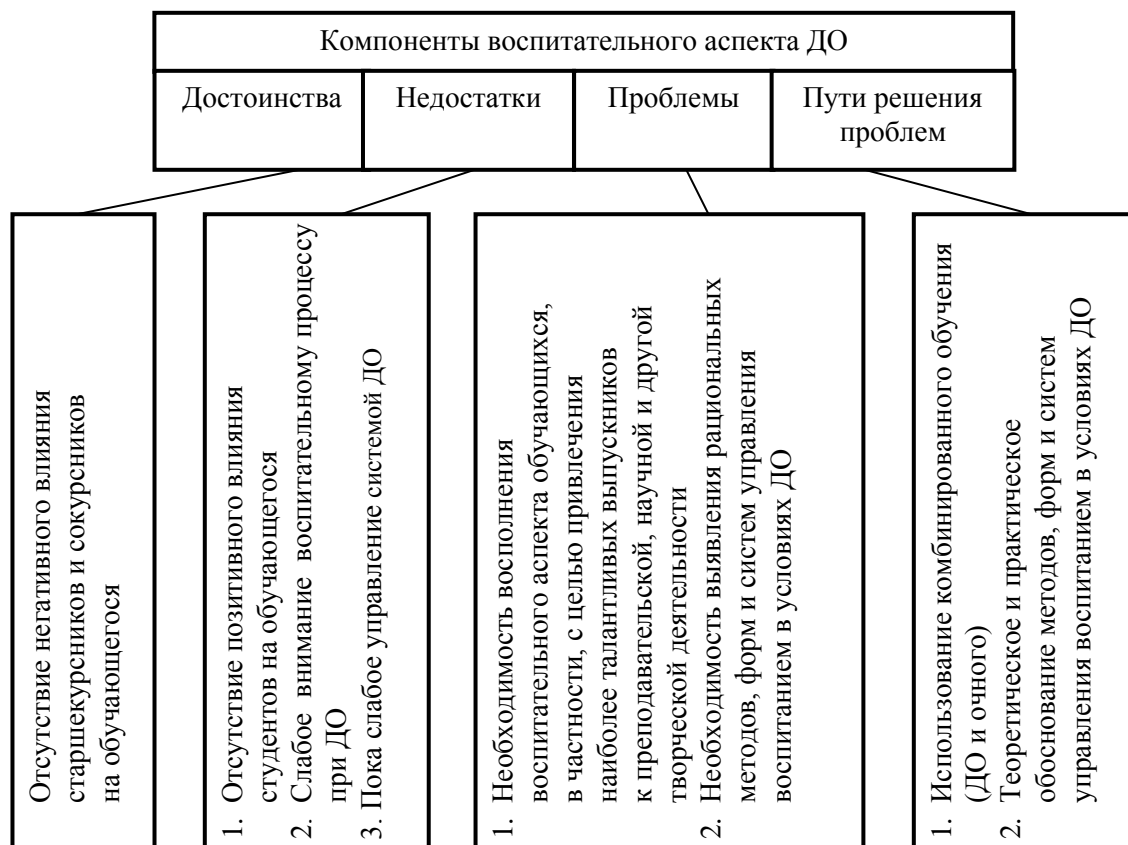


Рис. 8. Воспитательный аспект ДО

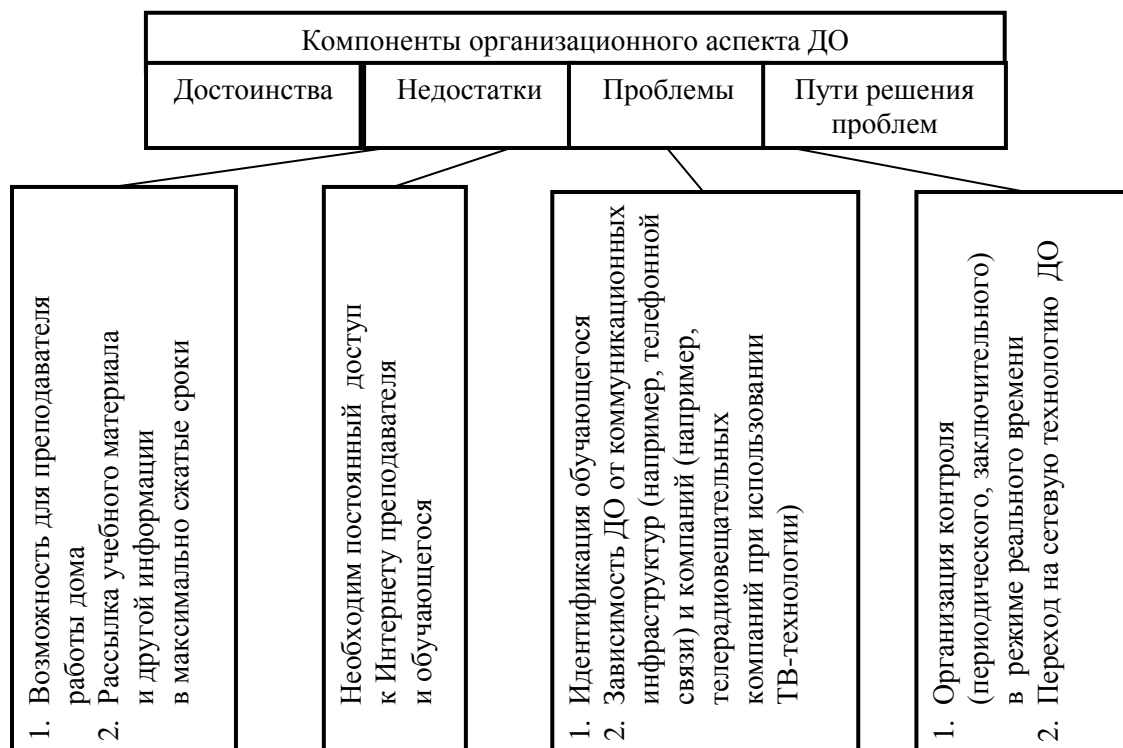


Рис. 9. Организационный аспект ДО



Рис. 10. Юридический аспект ДО



Рис. 11. Культурологический аспект ДО

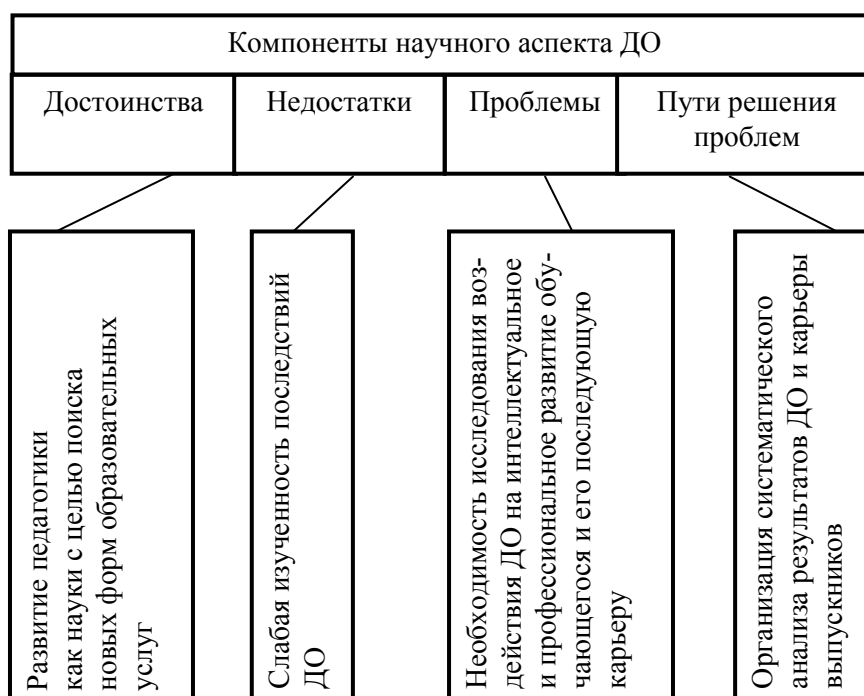


Рис. 12. Научный аспект ДО

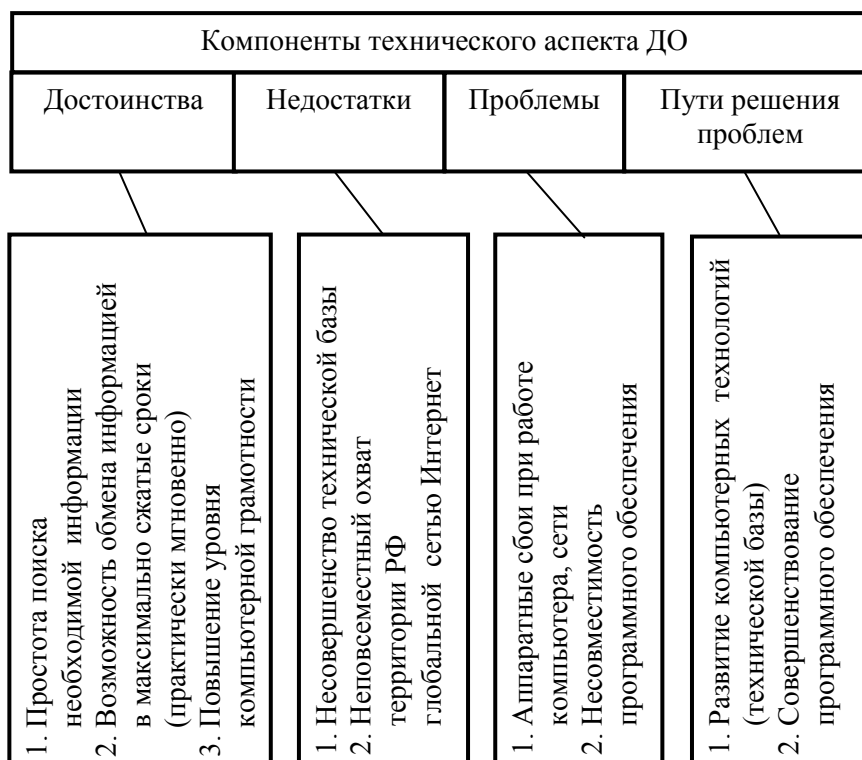


Рис. 13. Технический аспект ДО

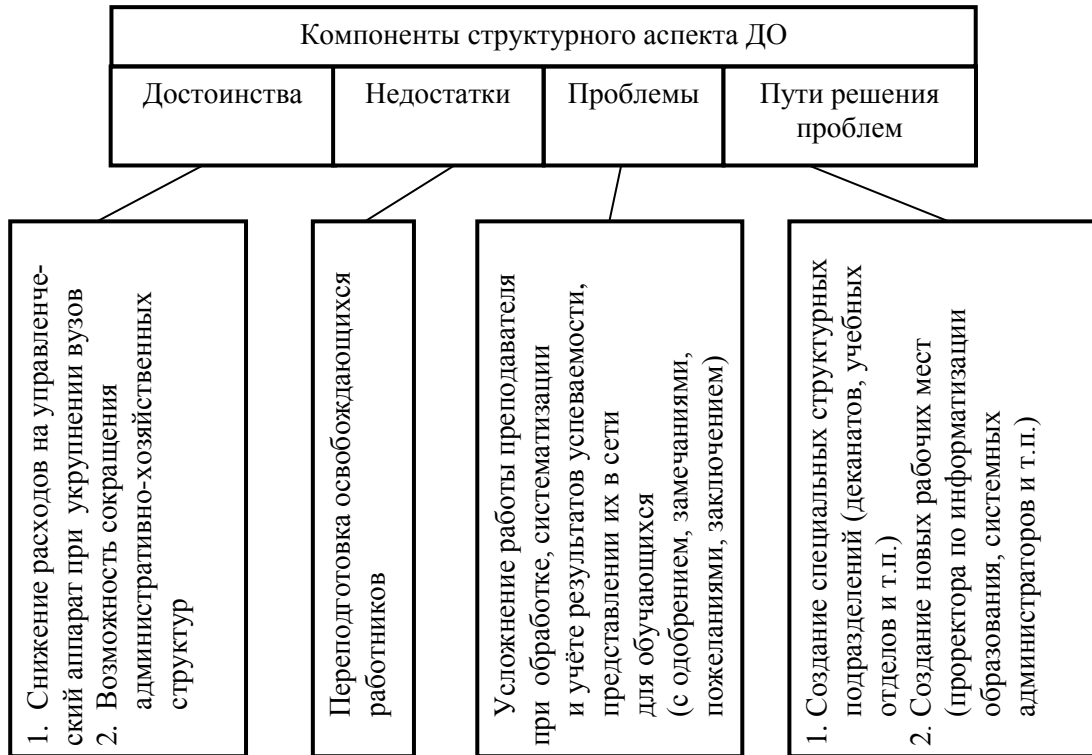


Рис. 14. Структурный аспект ДО



Рис. 15. Территориальный аспект ДО

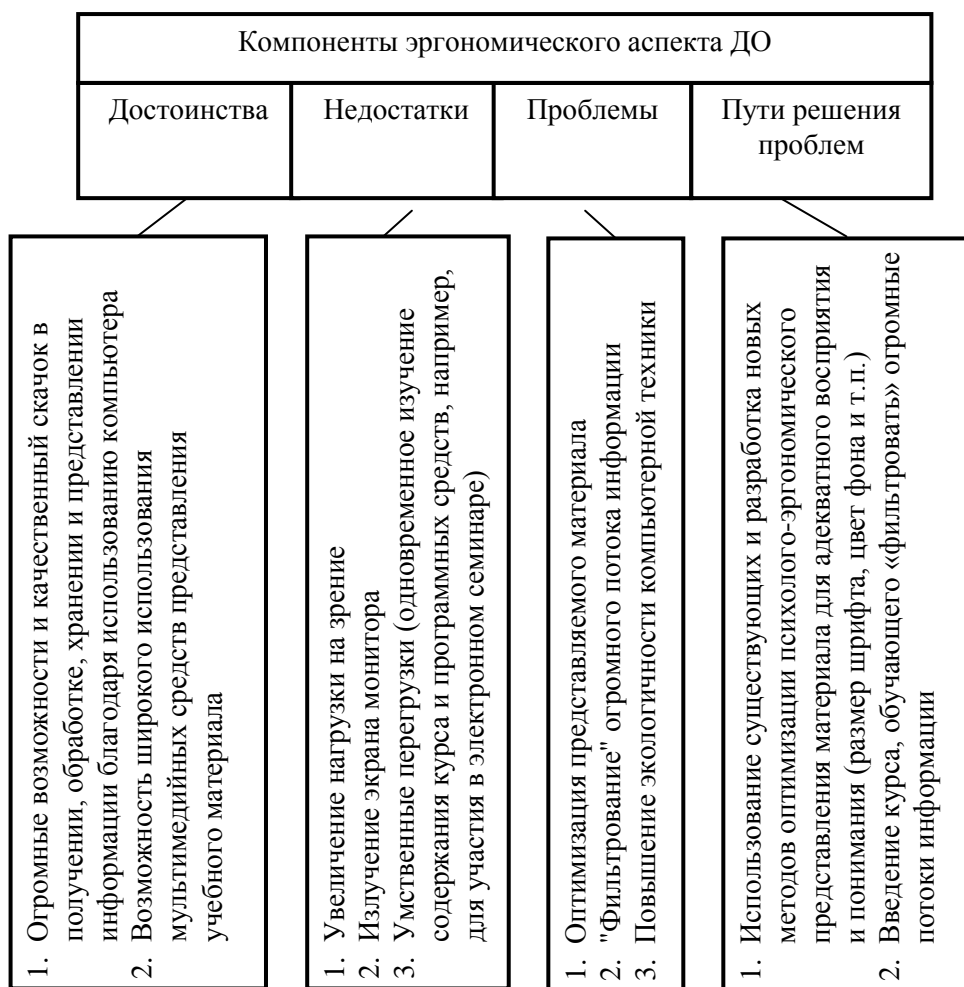


Рис. 16. Эргономический аспект ДО

Из представленного на рис. 2-16 системного анализа различных аспектов ДО следует, что его состояние характеризуется большим количеством разнообразных проблем, требующих дальнейших исследований и своего разрешения. Среди них: неготовность преподавателей к осуществлению деятельности в системе ДО, зависимость ДО от коммуникационных инфраструктур (например, телефонной связи) и компаний, недостаточная проработка нормативной, законодательной, регулятивной документальной базы по оплате труда преподавателей, защите авторских прав на электронные УМК, обучающие программы и др.

Каждый из рассмотренных выше 15 аспектов может быть предметом самостоятельного педагогического исследования многоаспектности проблемы теории и

методики ДО в системе профессионального образования, расширяя поле направлений дальнейших исследований с целью поиска наиболее эффективных путей развития ДО.

Но даже в представленном виде полученные результаты были использованы при разработке, формировании и развитии электронной информационно-образовательной среды Самарского государственного экономического университета в виде системы унифицированных виртуальных подразделений (кафедр, подразделений и др.), мультимедийных обучающих комплексов и программ, обеспечивающих в совокупности информационные потребности вуза, а также общепрофессиональных и специальных дисциплин учебного плана.

Библиографический список

1. Закон «Об образовании РФ» // Вестник образования России. 1996. № 7. С. 4-11.
2. Шейлз Дж. Коммуникативность в обучении современным языкам. Страсбург: Совет Европы пресс, 1995. 348 с.
3. Белоусов А.И., Громова Т.В. Формирование готовности преподавателей к использованию дистанционных технологий обучения // Сборник трудов 7-й международной научно-практической конференции «Инфокоммуникационные технологии глобального информационного общества». Казань: Мининформсвязи РТ, 2009. С. 259-266.
4. Белоусов А.И., Громова Т.В. Готовность преподавателя к использованию дистанционных технологий как условие модернизации образования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2009. № 3 (19). Ч. 1. С. 106-114.
5. Крайнева Р.К. Система управления образовательными услугами с использованием дистанционных технологий: автореф. дис. канд. экон. наук. Самара. 2009, 22 с.
6. Российский портал открытого образования: обучение, опыт, организация / под ред. В.И. Солдаткина. М.: МГИУ, 2003. 508 с.
7. Борисова Н.В. Образовательные технологии открытого дистанционного обучения и опыт их комплексного применения // Система обеспечения качества в дистанционном образовании. Вып. 1. Жуковский: МИМ ЛИНК, 2001. С. 101-113.
8. Полат Е.С. Новые педагогические и информационные технологии в системе образования. М.: Академия, 2001. 270 с.
9. Хуторской А.В. Научно-педагогические предпосылки дистанционной педагогики // Открытое образование. 2001. № 2. С. 30-35.
10. Белоусов А.И. Громова Т.В. Определение готовности преподавателя вуза к дистанционному обучению в контексте модернизации системы образования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27), ч. 2. С. 287-295.
11. Громова Т.В. Актуальные аспекты формирования профессиональной готовности преподавателя вуза к деятельности в системе дистанционного обучения. Самара: Глагол, 2011. 268 с.

Информация об авторах

Белоусов Анатолий Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: aibelousov@mail.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования, конструкция, ди-

намика, прочность, надёжность двигателей летательных аппаратов и энергетических установок.

Громова Татьяна Владимировна, доктор педагогических наук, профессор кафедры иностранных языков, Самарский государственный экономический университет. E-mail: gromova73@yandex.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования, переводоведение.

ANALYSIS OF VARIOUS ASPECTS AND STATE OF THE DISTANCE EDUCATION SYSTEM IN RUSSIA

© 2015 A. I. Belousov¹, T. V. Gromova²

¹ Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

² Samara State University of Economics, Samara, Russian Federation

The article presents the results of the analysis of various aspects and status of distance learning to identify the positive aspects and disadvantages, problems, and possible solutions to improve the efficiency of the educational process. Distance learning as an educational problem and at the same time as a new form of getting education calls for teachers of a new breed. This is a teacher who constantly supports the distance learner, has a command of distance learning technologies and a pool of techniques and methods, first of all, computer skills. To solve the problem it is necessary to determine the essence of a number of key concepts of distance learning, to reveal the multidimensionality of the problem of its organization, to analyze the foreign and domestic experience of training teachers for distance learning and plan the ways of preserving and upscaling the human, scientific, educational and material potential accumulated by the domestic system of education, to apply the existing and prospective means of new information technologies.

Distance education, distance learning, vocational education, distance learning teacher, distance education technologies.

References

1. The Law «On Education of the Russian Federation». *Vestnik education*. 1996. № 7. P. 4-11.
2. Shayls Dj. *Kommunikativnost' v obuchenii sovremennym yazykam*. [Communication skills in teaching modern languages]. Strasbourg. Council of Europe press, 1995. 348 p.
3. Belousov A.I., Gromova T.V. Formirovanie gotovnosti prepodavateley k ispol'zovaniyu distantsionnykh tekhnologiy obucheniya. *Sbornik trudov 7-y mezhdu-narodnoy nauch.-prakticheskoy konferentsii «Infokommunikatsionnye tekhnologii global'nogo informatsionnogo obshchestva»*. Kazan: Mininformsvyazi RTC, 2009. С. 259-266.
4. Belousov A.I., Gromova T.V. Teachers' readiness to use distance technologies as a guarantee term to modernize education. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3 (19), ч.1. С. 106-114.
5. Kraineva R.K. *Sistema upravleniya obrazovatel'nymi uslugami s ispol'zovaniem distantsionnykh tekhnologiy: avtoref. dis. kand. ekon. nauk* [The system of controlling educational services using distant learning technologies: Synopsis of a thesis of the Candidate of Science (Economics)]. Samara, 2009. 22 p.
6. *Rossiyskiy portal otkrytogo obrazovaniya: obuchenie, opyt, organizatsiya / pod red. V.I. Soldatkina* [Russian portal of open education: training, experience, organization / ed. by V.I. Soldatkin]. M.: Moscow State Industrial University Publ., 2003. 508 p.
7. Borisova N.V. Educational technologies and open and distance learning experience of their complex applications. *Quality Assurance System in Distance Education*. V. 1. Zhukovsky: MIM LINK, 2001. P. 101-113.
8. Polat E.S. *Novye pedagogicheskie I informatsionnye tekhnologii v sisteme obrazovaniya*. [New pedagogical and information technologies in the education system]. M.: Academiya Publ., 2001. 270 p.
9. Khutorskoy A.V. Scientific and pedagogical background remote pedagogy. *Open Education*. 2001. No 2. P. 30-35.
10. Belousov A.I., Gromova T.V. Identifying the high school teachers' readiness to distance learning in the modernization of the education system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No 3 (27), part 2. P. 287-295.

11. Gromova T.V. *Aktual'nye aspekty formirovaniya professional'noy gotovnosti prepodavatelya vuza k deyatel'nosti v sisteme distantsionnogo obucheniya*. [Topical aspects of the formation of professional readiness of a higher-school teacher to work in the system of distance learning]. Samara: Glagol Publ., 2011. 268 p.

About the authors

Belousov Anatoly Ivanovich, Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Construction and Design of Aircraft Engines, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: aibelousov@mail.ru Area of Research: theory and methodology of professional education, construction, dynamics, strength and reliability of aircraft engines and power plants.

Gromova Tatiana Vladimirovna, Doctor of Education, Professor of the Department of Foreign Languages, Samara State University of Economics, Samara, Russian Federation. E-mail: gromova73@yandex.ru. Area of Research: theory and methodology of professional education, theory of translation.

УДК 377 (ББК 448)

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ КОМПОНЕНТЫ МОДЕЛИ ПЕДАГОГИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕПОДАВАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ДИСТАНЦИОННОГО ОБУЧЕНИЯ

© 2015 А. И. Белоусов¹, Т. В. Громова²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

²Самарский государственный экономический университет

Представлена функционально-ролевая модель преподавателя, работающего в системе дистанционных образовательных технологий (ДОТ). Преподаватель рассматривается как личность, владеющая многоаспектными качествами, так как ему необходимо организовывать, осуществлять, мотивировать и контролировать интенсивную и целенаправленную самостоятельную учебно-познавательную, научно-исследовательскую и профессионально-практическую деятельность студентов «на расстоянии», т.е. в условиях практически полного отсутствия непосредственного общения и личного контакта. С точки зрения ролевой концепции преподаватель ДОТ выступает носителем множества ролей-функций: от оператора дидактических средств до автора курса. Определена и раскрыта сущность основных функциональных компонентов его педагогической деятельности в системе ДОТ. Это – функции проектирования процесса обучения, сопровождения и развития обучающихся, управленческая, контрольно-диагностическая, информационно-содержательная, мотивационная, организационно-деятельностная, консультационная, коммуникативная, рефлексивная.

Модернизация образования, дистанционные образовательные технологии, дистанционное обучение, преподаватель дистанционного обучения, функционально-ролевая модель, функциональные компоненты педагогической деятельности, личностно ориентированный подход.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-248-260

В Концепции долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 года провозглашён курс на широкое использование информационных и телекоммуникационных технологий для развития новых форм и методов обучения, в том числе дистанционного (ДО). Специфика современной социально-экономической ситуации, смена парадигмы образования обусловили необходимость модернизации системы профессионального образования с тем, чтобы она стала более конкурентоспособной и адаптируемой к современным реалиям.

В связи с этим повышаются требования к профессиональным образовательным учреждениям (ОУ) по обеспеченности образовательного процесса электронными ресурсами, созданию интерактивности процесса обучения и взаимодействия всех участников учебного процесса с по-

мощью информационно-коммуникационных и дистанционных образовательных технологий.

ДОТ является одной из форм расширения образовательного пространства, повышения доступности образования и обеспечения возможности получения стандартизированного образования в любом месте проживания. Основу образовательного процесса ДО составляет целенаправленная и контролируемая интенсивная самостоятельная работа обучающегося. Студент не просто получает готовые, предложенные преподавателем знания, а активно участвует в их поиске, работе с информацией, овладевает способами познавательной деятельности. Соответственно роль преподавателя ДО не сводится к передаче и интерпретации знаний. Она «смещается» в сторону управления познавательной деятельностью и стимулирования творческой активности студен-

та. Более того, отсутствие непосредственного общения со студентами в аудитории усиливает значение умения преподавателя организовывать учебный процесс и управлять им «на расстоянии». Справедливо замечание [1, с. 140] о том, что изменение технологии обучения должно быть направлено на переориентацию деятельности преподавателя от информационной к организационной по руководству самостоятельной учебно-познавательной, научно-исследовательской и профессионально-практической деятельностью студентов. Это предполагает повышение

уровня активности не только обучающихся, но и преподавателей, а также системное рассмотрение обучения как процесса межличностного взаимодействия и общения в подсистемах «преподаватель – студент», «студент – студент» и др. Благодаря этому облегчается достижение объединяющей всех субъектов ДОТ цели [2, 3].

Анализ литературы по проблемам педагогической деятельности показывает, что разные авторы выделяют её различные функциональные компоненты (табл. 1).

Таблица 1. Функциональные компоненты педагогической деятельности

Автор	Функции педагогической деятельности
И.А. Зимняя [4]	- целеполагающая; - организационно-структурная; - конструктивная; - организаторская; - коммуникативная; - исследовательская
Н.В. Кузьмина [5]	- проектировочная; - конструктивная; - организаторская; - коммуникативная; - гностическая
Л.М. Митина [6]	- постановка педагогических целей и задач; - выбор средств и способов решения поставленных задач; - анализ и оценка педагогической деятельности
А.Э. Штейкмец [7]	- конструктивная; - исследовательская; - коммуникативная; - рефлексивная

В системе ДО у преподавателя появляются новые функции и роли, которые отсутствовали в традиционной системе. Изучение опыта образовательных учреждений, реализующих технологии дистанционного обучения, даёт основание утверждать, что спектр видов деятельности преподавателя ДО очень широк [7–9]. Следовательно, необходимо выделить специфические функции, выполняемые им в процессе ДО.

Зарубежные исследователи указывают, например, на такие роли преподавателя ДО, как «фильтр» (определяет темы компьютерных конференций, редактирует высказывания в них студентов), «эксперт» (отвечает на задаваемые вопросы, является

экспертом по какой-либо проблеме) [9], «промоутер» (от англ. «promote» – способствовать; организует и поощряет дискуссию во время компьютерной конференции), «формирователь» (образа, идеи или концепции), «гид» [10, с. 122–127].

Понимая под ролью совокупность определённых социально ожидаемых действий на основе теоретического и практического анализа [11], выделяем следующие роли преподавателя ДО: оператор дидактических средств, ретранслятор знаний и опыта, педагог, андрагог (обучающий взрослых, самостоятельных людей), консультант, наставник, эксперт, коллега, партнёр, организатор, менеджер, модератор (ведущий электронной конференции),

автор курса, маркетолог, член команды системы ДО ОУ, член профессионального сообщества и т.д.

На рис. 1 изображено авторское представление динамики поэтапного усложнения роли преподавателя в системе ДО, начиная с наиболее простой – оператор дидактических средств и заканчивая сложными, такими как эксперт или автор курса [12].

Дадим характеристику некоторых из перечисленных ролей преподавателя ДО.

Как консультант он проводит групповые консультационные занятия, индивидуально консультирует слушателей по различным вопросам изучаемого учебного курса, помогает студентам в их профессиональном самоопределении. В качестве организатора учебного процесса преподаватель в ДО составляет индивидуальный график учебного процесса (занятия, консультации) по учебному курсу, по которому он работает с группой; организует проведение групповых (коммуникативных) занятий слушателей.



Рис. 1. Динамика поэтапного усложнения роли преподавателя дистанционного обучения

Как эксперт преподаватель ДО осуществляет текущую аттестацию слушателей (промежуточные тесты, итоговый экзамен); как маркетолог (при желании) может осуществлять набор и формирование групп слушателей на условиях выплаты комиссионного вознаграждения и т.п.

В функционально-ролевой модели деятельности преподавателя ДО (рис. 2) на

основе выделенных ролей, а также анализа особенностей системы ДО, учебной деятельности обучающихся и процесса деятельности преподавателя представлен ряд основных и несколько дополнительных (обеспечивающих) функций, которые преподаватель ДО реализует в своей профессиональной деятельности [12, 13].

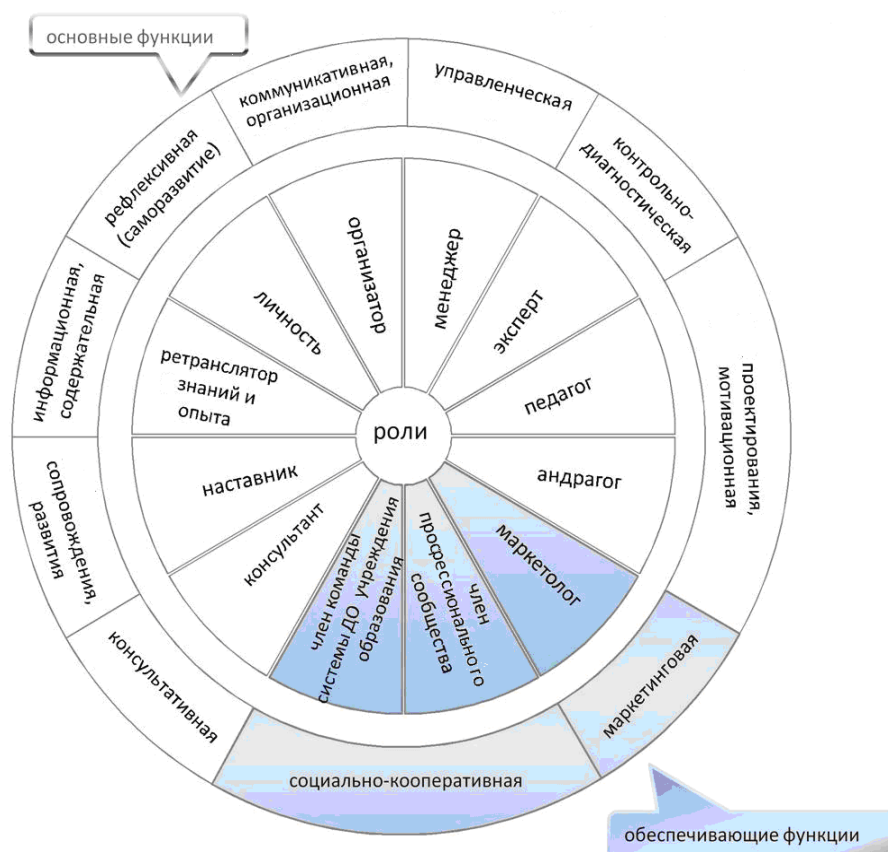


Рис. 2. Функционально-ролевая модель деятельности преподавателя дистанционного обучения

Перечень основных функций, выполняемых преподавателем ДО, включает: управленческую, контрольно-диагностическую, проектировочную, информационно-содержательную, организационно-деятельностную, мотивационную, поддерживающую, консультационную, коммуникативную, рефлексивную [14].

Остановимся кратко на описании некоторых из перечисленных функций.

Управленческая функция позволяет преподавателю ДО выступать в качестве менеджера. Он координирует процесс ин-

дивидуального и группового планирования, оказывает воздействие на поведение обучающихся для решения задач и достижения целей, организует имеющиеся ресурсы (временные, материальные, человеческие и др.) наиболее эффективным образом. В отличие от деятельности традиционного педагога высшей школы, деятельность каждого преподавателя ДО связана с целенаправленным развитием познавательной самостоятельности обучающихся [12, 13]. Это обстоятельство требует освоения управленческой функции,

которая включает следующие конкретные действия:

- определение цели собственной деятельности и деятельности обучающихся;
- наблюдение за ходом деятельности обучающихся;
- оценку соответствия хода познавательной деятельности обучающихся желаемой модели этой деятельности;
- оценку результатов взаимодействия преподаватель – обучающийся и учебного процесса в целом;
- разработку решений по изменению деятельности студентов;
- реализацию решений по изменению и стимулированию познавательной деятельности обучающихся;
- корректировку собственной деятельности, а также деятельности обучающихся путём осуществления необходимых регулятивных действий, способных изменить ситуацию, ликвидировать отклонения от направления обучения.

Контрольно-диагностическая функция направлена на выбор адекватной стратегии преподавателя ДО при проектировании и реализации образовательного процесса на основе формирования «портрета группы» с учётом выявленных различий, свойственных обучающимся в конкретной группе. При переходе от одного цикла обучения к другому преподаватель диагностирует динамику изменений обучающегося по приобретённым знаниям и навыкам, уровню мотивации, а также изменяющимся в процессе обучения целям и потребностям. При этом вносятся коррективы в проекты каждого образовательного события, своевременно диагностируются затруднения, препятствующие обучению, чтобы оказывать своевременную поддержку каждому обучающемуся.

Задачи контроля и оценивания результатов обучения являются частью диагностической функции. Преподаватель ДО осуществляет оценку интегрально проявляемых в различных формах деятельности навыков и умений. Акцент делается не столько на количественное оценивание, сколько на эффективную обрат-

ную связь в виде письменных или устных комментариев на разных этапах и уровнях ДО.

Основной целью контрольно-корректировочной деятельности преподавателя является помощь обучающемуся в осознании разрыва между желаемым и существующим уровнем знаний, навыков и способностей в момент их оценивания.

Функция проектирования включает деятельность по целеполаганию и разработку проекта программы /модуля/ занятия как описания совокупности целей, содержания, методов и средств деятельности, а также поэтапного процесса деятельности, развёрнутого во времени. Проект позволяет связать описание деятельности преподавателя и обучающихся с результатами, которые желательно достичь. Преподаватель формирует цели образовательной программы (ОП) применительно к учебной группе, осуществляя синтез целей различных субъектов (студентов, разработчиков ОП, ОУ и пр.). Разрабатывая проекты учебных занятий, преподаватель ДО осуществляет методическое наполнение целевой, содержательной, деятельностной, мотивационной и рефлексивной линий проектирования.

В рамках конкретного учебного занятия преподаватель реализует *ситуационное проектирование*, адаптируя готовый проект к контексту «здесь и теперь». Уточнение вариативной части проектов учебных занятий происходит благодаря активности обучающихся, влияющих на содержание учебных целей и выбор способов их достижения. Партнёром по ситуационному проектированию выступает сам студент.

Мотивационная функция базируется на тезисе: от уровня мотивации обучающихся зависит успешность достижения учебных целей. Методы внешней мотивации, предполагающие, что поведение студента мотивируется преимущественно внешними вознаграждениями или «наказаниями» в виде, например, оценки за практические работы или экзамен, можно использовать лишь в весьма ограниченном

диапазоне и то в комплексе с другими подходами к мотивации. Преобладающим должен быть подход, основанный на предположении о том, что обучающихся мотивирует чувство достижения результата, ощущение признания и самоуважения, удовлетворённость, порождаемые успешным выполнением учебных и профессиональных задач. Поэтому преподаватель ДО должен выявить мотивы и потребности каждого обучающегося, вовлечь обучающихся в процесс целеполагания, позитивно поддерживать студентов, помочь сформировать мотивации обучающихся через осознание личностно-значимых достижений в течение всего процесса обучения на основе формирования адекватной самооценки.

Эмоциональное состояние обучающихся может как способствовать, так и препятствовать обучению. Одним из условий, способствующих формированию внутренней мотивации, является создание психологически комфортной, дружественной среды. В такой среде легко поддерживается соответствующее эмоционально-психологическое состояние каждого обучающегося в процессе социального взаимодействия в группе (как в очной, так и в виртуальных формах коммуникации).

Информационно-содержательная функция («управление знаниями») предусматривает, что преподаватель ДО обеспечивает освоение обучающимися нового для них содержания деятельности, помогая сформировать в процессе обучения «среду знаний». При этом совокупность знаний (в широком смысле этого слова), формирующих эту среду, составляет различные типы знаний как формализованных (в виде теорий и концепций), так и неформализованных (практические знания и опыт, проявляющиеся в процессе взаимодействия участников образовательного процесса, т.е. порождаемые «здесь и сейчас»).

Поскольку в системе ДО основными источниками информации для обучающегося являются книги, Интернет, мультимедиа, то преподаватель является не столько носителем теоретических знаний, сколько

знаний о самой деятельности. Однако, обладая экспертными сведениями в определённой области знаний и практики (например, техники, менеджмента или маркетинга), он не транслирует этот опыт как единственно верный. Находясь в позиции «равного», он способен обсуждать и понимать различные представления обучающихся об управленческой деятельности. Владение теорией и неформализованными знаниями о практической деятельности (производственной, бизнеса, организационной, исследовательской и др.), а также профессиональным словарём, понимание профессиональной субкультуры позволяет преподавателю «говорить на одном языке» с обучающимися, облегчает снятие защитных барьеров и принятие его обучающимися «как равного».

В задачи преподавателя ДО входит помощь обучающимся в трансформации полученных теоретических знаний и практических навыков в реальную профессиональную деятельность, причём не по завершению, а в процессе обучения, через применение обучающимися изученных теорий для решения практических проблем в данной области.

В основном преподаватель должен выступать не как транслятор знаний, а как консультант: помогать обучающимся систематизировать знания, формировать своё целостное понимание изучаемой области деятельности через понимание совокупности элементов деятельности и их взаимосвязей, способствовать порождению новых знаний, актуализируя имеющиеся знания и опыт обучающихся, помогая переводить знания из неявных в явные.

При этом при продвижении по этапам процесса обучения и росте самостоятельности обучающихся акцент в реализации преподавателем информационно-содержательной функции всё сильнее смещается с задач трансляции знаний к задачам «добычи и выращивания» знаний. Естественно, что тип деятельности изменяется от монолога к диалогу, от лекции к дискуссии как «прокладыванию пути».

Организационно-деятельностная функция предполагает, что освоение знаний происходит в процессе совместной деятельности преподавателя и студентов, обучающихся друг с другом. Организуя пространство индивидуальной и групповой деятельности, преподаватель вводит нормы группового взаимодействия, управляет групповой динамикой, предоставляет и получает обратную связь. Совместная деятельность в этом пространстве реализуется через коммуникацию различной интенсивности и сложности: от простой (монологичной) коммуникации до сложной, полисубъектной.

Одностороннюю форму коммуникации преподаватель ДО использует крайне ограниченно. Для обеспечения вовлечённости обучающихся, их активной позиции в образовательном процессе и достижения более глубоких результатов обучения преподаватель организует многостороннюю коммуникацию студентов с ним и между собой, используя личностно ориентированный подход. Преподаватель ДО содействует групповому взаимодействию на основе диалога и дискуссии, обеспечивая высокую интенсивность интеракций. Это стимулирует «открытую» коммуникацию и обеспечивает выработку личностного отношения обучающегося к работе с содержанием учебной дисциплины. Наиболее часто используются активные методы работы: дискуссии в малых группах, анализ конкретной ситуации, ролевые игры.

Консультационная функция учитывает ряд особенностей системы ДО: наличие различий обучающихся по интеллектуальному развитию и возрасту, каждый из которых имеет собственные цели профессионального развития; использование большого многообразия технологий в процессе обучения; среда знаний с избыточным объёмом информации и др. Эти особенности ДО делают необходимым оказание преподавателем ДО индивидуальной консультационной помощи каждому студенту, чтобы помочь ему максимально эффективно управлять соб-

ственным обучением. Индивидуальное консультирование осуществляется преподавателем при взаимодействии непосредственно, письменно, по электронной почте, телефону или скайпу. Преподаватель способствует самоопределению студентов, помогает каждому из них сформировать свой индивидуальный маршрут в рамках программы, который будет наиболее полно соответствовать потребностям, способностям, предпочитаемым стилям обучения, профессии, ресурсам и ограничениям каждого студента. Преподаватель консультирует обучающегося в течение всего процесса обучения по содержанию и способам обучения, помогает решать проблемы профессиональной и учебной деятельности. Выполняя наставническую функцию, преподаватель выступает в роли образца, демонстрируя успешные модели поведения.

Особенностью **коммуникативной функции** преподавателя ДО является использование им большого разнообразия форм и средств коммуникации: очных (на тьюториалах и воскресной школе), виртуальных (в интернет-конференции группы), по электронной почте и телефону, письменных (комментарии к письменным работам студентов).

Преподаватель организует физическое пространство деятельности, в котором становятся возможны сложные формы коммуникации (работа в режиме круглого стола, работа в малых группах, межгрупповые дискуссии) и средств коммуникации (плакаты, видеопроекторы, флипчарты и др.).

Помимо организации пространства для непосредственного взаимодействия преподаватель ДО организует виртуальное пространство, выполняя задачи структурирования коммуникации, вовлечения обучающихся во взаимодействие, поддержания дискуссии и пр. Совокупность большого разнообразия форм, средств и субъектов коммуникации позволяет преподавателю формировать интерактивную обучающую среду. Роль обучающегося в процессе обучения изменяется от пассивной (воспринимающего информацию на начальном этапе) до активного

участника и даже организатора коммуникации.

Функция сопровождения и развития представляет собой систему взаимосвязанных действий и мероприятий, обеспечивающих квалифицированную помощь студенту в течение всего процесса обучения. Создание условий для дальнейшего самоопределения обучающихся, поддержка мотивации на дальнейшее профессиональное и личностное развитие, ориентация на изменяющиеся потребности обучающихся требуют от преподавателя непрерывного развития себя и своей деятельности. Ресурсами для такого развития становятся профессиональная и студенческая среда как источники непрерывного обновления знаний.

Рефлексивная функция определяет задачу преподавателя ДО – организацию рефлексивной деятельности студента на каждом этапе обучения для того, чтобы помочь ему осознать затруднения, позитивный опыт и результаты обучения. Объектом для рефлексии становится опыт, полученный обучающимся в своей профессиональной деятельности или «здесь и сейчас» – в процессе учебной деятельности. При этом рефлексия может быть направлена на поведение, мышление, чувства и эмоции, процесс взаимодействия с другими студентами. Преподаватель ДО, ориентируя обучающегося на эти направления, не только выступает организатором рефлексии, но и оказывает содействие обучающемуся в освоении рефлексивных навыков.

Функция саморазвития ориентирует преподавателя ДО на постоянное самосовершенствование в связи с изменяющимися потребностями и контингентом обучающихся, а также требованиями заинтересованных сторон. Чтобы соответствовать этим требованиям, преподаватель должен находиться в процессе непрерывного саморазвития. Для этого ему необходимо стать «рефлексирующим практиком», который осуществляет рефлекссию процесса и содержания собственной деятельности, выявляет затруднения в ней, а затем ищет возможности устранения дефицита знаний и

навыков, совершенствования собственной деятельности. Обратная связь от обучающихся и других заинтересованных сторон по результатам деятельности преподавателя является стимулом для развития.

К **обеспечивающим функциям** преподавателя ДО, сопровождающим его педагогическую деятельность, относятся следующие.

Социально-кооперативная функция учитывает дуализм преподавателя ДО, так как он выступает в двух ролях: как член команды, реализующей образовательную программу, и как член профессионального сообщества.

Роль преподавателя ДО как члена команды определяется той особенностью технологии дистанционного обучения, которая базируется на необходимости проводить выездные школы, реагировать на запросы студентов во время студенческих интернет-конференций курса, участвовать в интернет-конференции преподавателей ДО. Для организации учебного процесса преподаватель взаимодействует с административным и управленческим персоналом сети, командой образовательного процесса.

Роль преподавателя ДО как члена профессионального сообщества является двойкой. С одной стороны, профессиональное сообщество преподавателей ДО – это мощный ресурс явных и неявных знаний, которые необходимы для осуществления и развития педагогической деятельности. С другой стороны, профессиональное сообщество обеспечивает удовлетворение социальных потребностей преподавателей ДО. На начальном этапе карьеры преподаватель, в основном, «получает» из среды коллег психологическую поддержку и ресурсы для развития своих знаний и навыков. Становясь опытным, преподаватель ДО превращается в «отдающего» – он транслирует свой опыт другим преподавателям на семинарах, в интернет-конференциях, в виде методических пособий и разработок.

Нормы деятельности, основанные на единых подходах, являются основой вза-

имодействия преподавателей друг с другом.

Маркетинговая функция связана с потребительской ориентацией образовательного учреждения, реализующего технологии ДО. Предоставляя образовательную услугу потребителям, преподаватель может выступать как маркетолог. Это предполагает, прежде всего, осознание преподавателем приоритета потребностей своих потребителей-студентов и других заинтересованных сторон (преподавателей, администраторов, команды курса) и гибкого реагирования на эти потребности. Через деятельность преподавателя должны реализовываться механизмы, обеспечивающие открытость всей системы и адаптацию образовательной услуги к изменяющимся потребностям потребителей.

Это требует от преподавателя ДО:

- создания механизмов получения обратной связи о различных сторонах своей деятельности;

- осознания формирования удовлетворённости и лояльности студентов как актуальной задачи для себя;

- управления отношениями с внутренними и внешними потребителями, построение сети связей.

Выявленные и сформулированные выше функции преподавателя ДО, с точки зрения лично ориентированного, контекстного и деятельностного подходов, представляется целесообразным сгруппировать в следующие основные:

- 1) организаторская – направлена на организацию учебной деятельности студента;

- 2) информационная – отражает заботу об усвоении студентами определённого теоретического содержания, представленного в материалах курсов;

- 3) коммуникативная – обеспечивает общение студентов между собой и с преподавателем ДО;

- 4) развивающая – активизирует познавательную деятельность студентов, способствует личностному развитию обучающихся.

Логично предположить, что такой спектр ролей и функций предполагает наличие у преподавателя определённых знаний и умений, необходимых для эффективного сопровождения студентов в процессе дистанционного обучения.

Для выполнения **организаторской функции** преподаватель ДО должен:

- знать особенности, принципы, технологии организации учебного процесса в системе ДО; основы информатики, необходимые для организации ДО;

- уметь организовывать связи между участниками процесса ДО (студентов с преподавателем, деканатом, другими службами, между собой, предоставление графиков учебного процесса, учебно-методических материалов);

- организовывать и проводить студенческие (в том числе научные) конференции (компьютерные, видеоконференции и др.);

- вести контроль (исходная диагностика, текущие, итоговые контрольные мероприятия), планировать характер и расписание контрольных работ;

- использовать элементы сетевой технологии ДО (электронная почта, компьютерные конференции, поиск в сети Интернет);

- проектировать обучение, исходя из целостного видения содержания и процесса обучения, устанавливать долгосрочные и краткосрочные цели обучения, согласовывать их со студентами, корректировать их при необходимости;

- использовать различные формы организации учебного процесса (установочные лекции, тьюториалы, воскресные (дневные) школы, самостоятельная работа студентов, консультации); организовывать группы взаимопомощи;

- использовать активные методы обучения.

Для выполнения **информационной функции** преподаватель ДО должен:

- знать содержание соответствующих курсов (представленных в виде печатных учебных материалов, на CD, в се-

ти); педагогические требования к тестам, контрольным материалам;

- уметь предоставлять своевременную помощь в изучении курса (консультирование, ответы на вопросы);

- отслеживать усвоение студентами содержания материалов курса;

- проверять, комментировать, рецензировать итоговые домашние задания студентов, составлять схемы проверки и учёта домашних заданий студентов;

- владеть методами составления индивидуальных заданий (проектные задания, задания с учётом опыта студентов);

- разрабатывать учебно-педагогические материалы по ДОТ.

Для выполнения **коммуникативной функции** преподаватель ДО должен:

- знать психологию общения; основы педагогической психологии; основы андрагогики;

- уметь создавать положительный эмоциональный фон при общении (в том числе и общении с помощью компьютера);

- передавать информацию, кратко и содержательно излагать свои мысли в письменной форме;

- поддерживать связь регулярно и постоянно со всеми абонентами;

- владеть индивидуальным подходом к обучающемуся (помощь в выборе наиболее эффективных методов и темпа работы, поощрение); всесторонне и адекватно воспринимать личность студента;

- оценивать собственную деятельность, опираясь на мнение студентов о курсе, и учитывать эту оценку в дальнейшей работе.

Для выполнения **развивающей функции** преподаватель ДО должен:

- знать мотивы деятельности студентов, их способности;

- уметь мотивировать обучающихся на совместную деятельность;

- владеть способами активизации познавательной деятельности студентов;

- помогать в организации интеллектуального труда, навыков самостоятельной работы;

- влиять и способствовать личностному, творческому росту и развитию студентов.

Отметим, что преподаватель ДО представляет собой личность, обладающую многоаспектными качествами (рис.1, 2). На основе анализа особенностей системы ДОТ, учебной деятельности обучающихся и процесса деятельности преподавателя представлены функции, которые преподаватель ДО реализует в своей профессиональной деятельности.

С точки зрения предложенных функционально-ролевой концепции и реализующей её модели преподаватель ДО выступает носителем множества ролей-функций: оператор дидактических средств, ретранслятор знаний и опыта, педагог, андрагог, консультант, наставник, эксперт, коллега, партнёр, организатор, менеджер, модератор (ведущий электронной конференции), автор курса и т.д. С функциональной точки зрения преподаватель ДО выполняет множество основных и дополнительных (обеспечивающих) функций от проектирования процесса обучения, сопровождения и развития обучающихся до управленческой, контрольно-диагностической и рефлексивной.

На основе выявленных функций, которые должен выполнять преподаватель, использующий ДОТ, можно сформулировать принцип поэтапного усложнения роли преподавателя в системе ДО, начиная с наиболее простой (оператор дидактических средств) и заканчивая сложными (эксперт, автор курса и др.).

Выявление специфики использования ДО и деятельности в нём преподавателя показало, что к подготовке использования ДОТ необходимо подходить комплексно.

Полученные результаты были использованы:

- при подготовке преподавателей Самарского государственного экономического университета (СГЭУ) к использованию дистанционных технологий в учебном процессе;

- при реализации системы сетевого тестирования обучающихся, позволяющей

проводить тестирование с учётом индивидуальных возможностей обучающихся, для определения траектории обучения, осуществления промежуточного и итогового тестирования с целью управления учебным процессом;

- при разработке электронных учебно-методических комплексов по различным дисциплинам и специальностям эко-

номического и юридического профиля в рамках основного и дополнительного образования СГЭУ, а также технического профиля в Самарском государственном аэрокосмическом университете (СГАУ) при подготовке и проведении лабораторно-практических занятий на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Ахматова Д.Б., Гурье Л.И. Преподаватель вуза и инновационные технологии // Высшее образование в России. 2001. № 4. С. 138-144.
2. Белоусов А.И., Громова Т.В. Диверсификация деятельности преподавателя в системе дистанционного обучения как условие конкурентоспособности вуза // Материалы 7-й международной научно-практической конференции «Проблемы развития предприятия: теория и практика». Ч. 4. Логистика, коммерция, маркетинг и сервис. Маркетинговые проблемы на предприятии. Самара: Самарский государственный экономический университет, 2008. С. 337-341.
3. Белоусов А.И., Громова Т.В. Повышение квалификации преподавателя вуза для работы в системе дистанционного обучения // Сб. материалов межрегиональной научно-методической конференции «Актуальные проблемы развития университетского технического образования в России». Самара: СГАУ, 2009. С. 34-35.
4. Зимняя И.А. Общая культура и социально-профессиональная компетентность человека // Интернет-журнал «Эйдос». 2006/0504. www.eidos.ru/journal.
5. Методы системного педагогического исследования: учеб. пособие / под ред. Н.В. Кузьминой. М.: Народное образование, 2002. 208 с.
6. Митина Л.М. Учитель как личность и профессионал. М.: Педагогика, 1994. 215 с.
7. Дистанционное обучение: учеб. пособие / под ред. Е.С. Полат. М.: Гуманитарный издательский центр ВДАДОС, 1998. 192 с.
8. Щенников С.А. Открытое дистанционное образование. М.: Наука, 2002. 527 с.
9. Benque N. Online training for tutors, proceedings of online educationenque. Berlin. 1999. 208 p.
10. Khursheed B. Students and tutors on line. Oxford. TALL, 2001. 218 p.
11. Белоусов А.И. Модель преподавания профилирующих дисциплин с учётом компетентностного подхода // Сб. материалов межрегиональной научно-методической конференции «Актуальные проблемы развития университетского технического образования в России». Самара: СГАУ, 2009. С. 24-34.
12. Белоусов А.И., Громова Т.В. Готовность преподавателя вуза к использованию дистанционных технологий как условие модернизации образования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2009. № 3 (19). Ч. 1. С. 106-114.
13. Громова Т.В. Актуальные аспекты формирования профессиональной готовности преподавателя вуза к деятельности в системе дистанционного обучения. Самара: Глагол, 2011. 268 с.
14. Белоусов А.И., Громова Т.В. Определение готовности преподавателя вуза к дистанционному обучению в контексте модернизации системы образования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2011. № 3 (27). Ч. 2. С. 287-295.

15. Белоусов А.И. Методологические аспекты преподавания специальных аэрокосмических учебных дисциплин // Сб. материалов международной научно-

технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: СГАУ, 2014. С. 50-52.

Информация об авторах

Белоусов Анатолий Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: aibelousov@mail.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования, конструкция, ди-

намика, прочность, надёжность двигателей летательных аппаратов и энергетических установок.

Громова Татьяна Владимировна, доктор педагогических наук, профессор кафедры иностранных языков, Самарский государственный экономический университет. E-mail: gromova73@yandex.ru. Область научных интересов: теория и методика профессионального образования, переводоведение.

FUNCTIONAL COMPONENTS OF THE MODEL OF PEDAGOGICAL ACTIVITY OF A DISTANCE LEARNING TEACHER

© 2015 A. I. Belousov¹, T. V. Gromova²

¹ Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

² Samara State University of Economics, Samara, Russian Federation

The paper presents a functional-role model of the distance learning (DL) teacher working in the system of distance education technologies (DET). A teacher is regarded as a person possessing multidimensional qualities as this person is to organize, implement, motivate and control intensive purposeful independent cognitive, research and professional practical activity of the students online, i.e. in conditions of practically complete absence of direct communication and personal contact. From the point of view of the role concept, the DL teacher performs a set of roles, from the operator of didactic means to the author of a course. The essence of the major functional components of the teaching activities (functions of the design process of training, support and development of learners, management, control, diagnostic, informative, motivational, organizational, consultative, communicative, reflective) is defined and discussed in the paper.

Modernization of education, distance education technologies, distance learning, distance learning teacher, functional -role model, functional components of pedagogical activity, learner-oriented approach.

References

1. Akhmatova D.B., Gurje L.I. High school teacher and innovative technology. *Higher Education in Russia*. 2001. No. 4. P. 138-144. (In Russ.)

2. Belousov A.I., Gromova T.V. Diversification of the teacher in the system of distance learning as a condition for the competitiveness of the university. *Problems of enterprise development: Theory and Practice:*

Proceedings of the 7th international Scientific and Practical Conference. Part 4. Logistics, commerce, marketing and service. Marketing problems in the enterprise. Samara: Samara State Economic University Publ., 2008. P. 337-341. (In Russ.)

3. Belousov A.I., Gromova T.V. Professional development of teachers of high school to work in distance learning system.

«*Topical problems of technical university education in Russia*». Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. P. 34-35. (In Russ.)

4. Zimnaya I.A. Common culture and social-and-professional competence of man. *Internet zhurnal «Eidos»*. 2006/0504. www.eidos.ru/journal.

5. *Metody sistemnogo pedagogicheskogo issledovaniya: uch. posobie / pod red. N.V. Kuz'minoy* [Methods of system research: teaching guide / edited by N.V. Kuzmina]. Moscow: Narodnoe obrazovanie Publ., 2002. 208 p.

6. Mitina L.M. *Uchitel' kak lichnost' i professional* [Teacher as a person and a professional]. Moscow: Pedagogika Publ., 1994. 215 p.

7. *Distsionnoe obuchenie: uch. posobie / pod red. E.S. Polat* [Distance learning: Study guide / edited by E.S Polat]. Moscow: Gumanitarnyy izdatel'skiytsentr VDA-DOS Publ., 1998. 192 p.

8. Shchennikov S.A. *Otkrytoe distantsionnoe obrazovanie* [Open Distance Education]. Moscow: Nauka Publ., 2002. 527 p.

9. Benque N. Online training for tutors, proceedings of online education. Berlin. 1999. 208 p.

10. Khursheed B. Students and tutors online. Oxford. TALL, 2001. 218 p.

11. Belousov A.I. Model of teaching majors with regard to the competency-based

approach «*Topical problems of technical university education in Russia*». Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. P. 24-34. (In Russ.)

12. Belousov A.I., Gromova T.V. Teachers' readiness to use distance technologies as a guarantee term to modernize education. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3 (19), part 1. P. 106-114. (In Russ.)

13. Gromova T.V. *Aktual'nye aspekty formirovaniya professional'noy gotovnosti prepodavatelya vuza k deyatelnosti v sisteme distantsionnogo obucheniya* [Topical aspects of the formation of professional readiness of the higher-school teacher to work in the system of distance learning]. Samara: Glagol Publ., 2011. 268 p.

14. Belousov A.I., Gromova T.V. Identifying the high school teachers readiness to distance learning in the modernization of the education system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 2. P. 287–295. (In Russ.)

15. Belousov A.I. Methodological aspects of teaching special aerospace disciplines. *Materials of the international scientific conference «Problems and prospects of engine design development»*. Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. P. 50–52. (In Russ.)

About the authors

Belousov Anatoly Ivanovich, Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Construction and Design of Aircraft Engines, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: aibelousov@mail.ru. Area of Research: theory and methodology of professional education, construction, dynamics, strength and reliability of aircraft engines and power plants.

Gromova Tatiana Vladimirovna, Doctor of Education, Professor of the Department of Foreign Languages, Samara State University of Economics, Samara, Russian Federation. E-mail: gromova73@yandex.ru. Area of Research: theory and methodology of professional education, theory of translation.

УДК 338.24

О СИСТЕМЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОИЗВОДСТВЕННО-КОММЕРЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ

© 2015 В. В. Морозов¹, Е. В. Демиденко²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

²ООО «Объединённые Пивоварни Хейнекен», г. Самара

В статье приводятся показатели, характеризующие результативность производственно-коммерческой деятельности предприятия в условиях рыночных отношений. Среди важнейших из них: коэффициент экономического, социального, организационно-технического потенциала предприятия; экономическая результативность аппарата управления предприятием; коэффициент доли затрат на управление; соотношение численности аппарата управления к численности персонала предприятия; соотношение линейного и функционального персонала аппарата управления; коэффициент экономической эффективности управленческой деятельности; уровень организованности производства; результативность управления производством и реализацией продукции; уровень рентабельности продукции; уровень оплаты труда персонала; рентабельность (доходность) собственного капитала; уровень рентабельности производства и реализации продукции; коэффициент рентабельности активов, коэффициент реальной стоимости собственного капитала; коэффициент эффективного использования текущих активов; коэффициент эффективного использования оборотного капитала; коэффициент использования всех активов; стоимость одной акции; доход на одну акцию; дивиденд на акцию; цена – доход одной акции; коэффициент прибыльности общих активов; коэффициент валовой прибыли; коэффициент прибыльности, рентабельности продаж; комплексный обобщённый коэффициент эффективности управленческой деятельности руководства предприятия. Расчёт и анализ приведённых в статье показателей для конкретного предприятия поможет обоснованно решить поставленные задачи инжиниринга и реинжиниринга.

Показатели, предприятие, производственная деятельность, коммерческая деятельность, управленческая деятельность, инжиниринг, реинжиниринг.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-261-265

Совершенствование управления и организации производственно-хозяйственной деятельности предприятия требует проведения анализа и оценки её показателей. На основе проведённых исследований практической деятельности ряда предприятий с целью проведения в дальнейшем инжиниринга и реинжиниринга структур организации и управления производством и реализацией продукции предлагается следующая система показателей.

1. Коэффициент экономического, социального, организационно-технического потенциала предприятия:

$$K_{э.п} = \frac{\mathcal{E}_{н.н}}{\mathcal{Z}_{с.с}}, \quad (1)$$

где $\mathcal{E}_{н.н}$ – экономический потенциал предприятия; $\mathcal{Z}_{с.с}$ – суммарные приведён-

ные затраты в сфере производства и реализации продукции.

2. Экономическая результативность аппарата управления предприятием:

$$K_{э.р} = \frac{D_{ч}}{Z_{пр}}, \quad (2)$$

где $D_{ч}$ – чистый доход; $Z_{пр}$ – сумма издержек на производство и реализацию продукции.

3. Коэффициент, характеризующий долю затрат на управление:

$$K_{упр} = \frac{Z_{упр.н}}{Z_{пр}}, \quad (3)$$

где $Z_{упр.н}$ – сумма затрат на управление предприятием.

4. Соотношение численности аппарата управления к численности персонала предприятия:

$$K_{ч.а.у} = \frac{Ч_{у.н}}{Ч_{н.к}}, \quad (4)$$

где $Ч_{у.н}$ – численность управленческого аппарата, $Ч_{н.к}$ – численность производственно-коммерческого персонала.

5. Соотношение линейного и функционального персонала аппарата управления:

$$K_{л.ф} = \frac{Ч_{ан.л}}{Ч_{ан.ф}}, \quad (5)$$

где $Ч_{ан.л}$ – численность линейного персонала; $Ч_{ан.ф}$ – численность функционального персонала.

6. Коэффициент экономической эффективности управленческой деятельности:

$$K_{эф} = \frac{Д_ч}{Ч_{у.н}}. \quad (6)$$

7. Уровень организованности производства:

$$У_o = \frac{T_ц}{T_{цл}}, \quad (7)$$

где $T_ц$ – длительность производственного цикла изготовления продукции; $T_{цл}$ – длительность одного оборота оборотных средств.

8. Результативность управления производством и реализацией продукции:

$$K_{у.н} = \frac{C_{р.н}}{Ч_{у.н}}, \quad (8)$$

где $C_{р.н}$ – стоимость реализованной продукции:

$$C_{р.н} = \sum_{i=1}^{m_i} N_{pi} C_i,$$

N_{pi} – количество продаж; C_i – цена изделия; m_i – номенклатура и ассортимент продукции.

9. Уровень рентабельности продукции:

$$У_{р.н} = \frac{П_б}{И_{пр}}, \quad (9)$$

где $П_б$ – балансовая прибыль; $И_{пр}$ – производственные издержки.

10. Уровень оплаты труда персонала:

$$У_{он.м} = \frac{З_{о.м}}{В_{ср}}, \quad (10)$$

где $З_{о.м}$ – средняя оплата одного работающего; $В_{ср}$ – выработка.

11. Коэффициент оборачиваемости запасов:

$$K_{об.з} = \frac{C_{б}}{C_{м.з}}, \quad (11)$$

где $C_{б}$ – себестоимость реализованной продукции (производственные издержки); $C_{м.з}$ – среднегодовая стоимость материальных запасов.

12. Коэффициент использования активов:

$$K_{ис.а} = \frac{C_{р.н}}{C_a}, \quad (12)$$

где C_a – среднегодовая стоимость активов по бухгалтерскому балансу.

13. Коэффициент использования счетов и векселей к получению:

$$K_{у.в} = \frac{C_{р.н}}{C_в}, \quad (13)$$

где $C_в$ – среднегодовая стоимость продукции по векселям и счетам.

14. Коэффициент долгосрочности привлечения заёмных средств:

$$K_{д.с} = \frac{Д_{к.з}}{C_{с.з}}, \quad (14)$$

где $Д_{к.з}$ – сумма долгосрочных кредитов и займов акционерных компаний; $C_{с.з}$ – сумма собственных средств и долгосрочных займов предприятия.

15. Коэффициент манёвренности собственных средств:

$$K_{м.с} = \frac{C_{о.с}}{C_{и.с}}, \quad (15)$$

где $C_{о.с}$ – собственные оборотные средства; $C_{и.с}$ – сумма источников собственных средств.

16. Рентабельность (доходность) собственного капитала:

$$K_{р.с.к} = \frac{Д_д}{C_{с.к}}, \quad (16)$$

где $Д_д$ – доход; $C_{с.к}$ – среднегодовая сумма собственного капитала.

17. Уровень рентабельности производства и реализации продукции:

$$Y_{n.p} = \frac{D_o}{C_{p.n}} \quad (17)$$

18. Коэффициент рентабельности активов:

$$K_{p.a} = \frac{P_o}{C_a} \quad (18)$$

где C_a – среднегодовая сумма активов.

19. Коэффициент реальной стоимости собственного капитала:

$$K_{c.c.k} = \frac{C_{o.o.f}}{C_{u.l}} \quad (19)$$

где $C_{o.o.f}$ – остаточная стоимость основных фондов; $C_{u.l}$ – среднегодовая стоимость имущества предприятия.

20. Коэффициент накопления амортизационных отчислений:

$$K_{ам.о} = \frac{H_a}{C_{н.о.ф}} \quad (20)$$

где H_a – величина амортизационных отчислений; $C_{н.о.ф}$ – первоначальная стоимость основных фондов.

21. Коэффициент внешней зависимости по величине капитала ($C_{кап}$):

$$K_{в.з} = \frac{C_{в.о}}{C_{кап}} \quad (21)$$

где $C_{в.о}$ – стоимость внешних обязательств, акций.

22. Коэффициент зависимости по оборотным средствам:

$$K_{з.о} = \frac{C_{об.с}}{C_{з.к.об}} \quad (22)$$

где $C_{об.с}$ – стоимость оборотных средств; $C_{з.к.об}$ – заёмный капитал по оборотным средствам.

23. Коэффициент зависимости предприятия по капиталу:

$$K_{з.к} = \frac{C_{з.к}}{C_{кап}} \quad (23)$$

где $C_{з.к}$ – заёмный капитал.

24. Коэффициент собственного капитала:

$$K_{с.к} = \frac{C_{кап}}{B} \quad (24)$$

где B – сумма итогового баланса производственно-коммерческой деятельности предприятия.

25. Коэффициент общей ликвидности:

$$K_{о.л} = \frac{C_{т.а}}{C_{т.об}} \quad (25)$$

где $C_{т.а}$ – стоимость текущих активов; $C_{т.об}$ – стоимость текущих обязательств.

26. Коэффициент срочной ликвидности по интересам банков и кредита:

$$K'_{с.л} = \frac{C_{т.а} - C_{т.з}}{C_{т.об}} \quad (26)$$

где $C_{т.з}$ – товарные запасы.

27. Коэффициент срочной ликвидности по интересам поставщиков товаров:

$$K''_{с.л} = \frac{D - C_{ц.б}}{C_{т.об}} \quad (27)$$

где D – деньги; $C_{ц.б}$ – ценные бумаги.

28. Средний период возвращения дебиторской задолженности:

$$T_{д.з} = \frac{D_з}{C_{p.n1}} \quad (28)$$

где $D_з$ – сумма дебиторской задолженности; $C_{p.n1}$ – однодневная стоимость реализованной продукции.

29. Период оборачиваемости материальных запасов:

$$T_{м.з} = \frac{C_{м.з}}{C_{p.n1}} \quad (29)$$

где $C_{м.з}$ – стоимость материальных запасов.

30. Коэффициент манёвренности капитала:

$$K_{м} = \frac{C_{об.к}}{C_{кап}} \quad (30)$$

где $C_{об.к}$ – стоимость оборотного капитала.

31. Коэффициент платёжеспособности предприятия:

$$K_{пл} = \frac{C_{с.кап}}{C_{об.з}} \quad (31)$$

где $C_{с.кап}$ – стоимость собственного (акционерного) капитала; $C_{об.з}$ – стоимость общих обязательств.

32. Коэффициент платёжеспособности по внешним обязательствам:

$$K_{п.во} = \frac{C_{с.кан}}{C_{в.о}}, \quad (32)$$

где $C_{в.о}$ – стоимость по внешним обязательствам.

33. Коэффициент эффективного использования текущих активов:

$$K_{т.а} = \frac{C_{п.н}}{C_{т.а}}. \quad (33)$$

34. Коэффициент эффективного использования оборотного капитала.

$$K_{т.об} = \frac{C_{п.н}}{C_{т.а} - C_{т.об}}. \quad (34)$$

35. Коэффициент эффективности использования материальных запасов по стоимости реализованной продукции:

$$K_{м.з} = \frac{C_{п.н}}{C_{м.з}}. \quad (35)$$

36. Коэффициент эффективности использования материальных запасов по себестоимости реализованной продукции:

$$K'_{м.з} = \frac{C_n}{C_{м.з}}, \quad (36)$$

где C_n – себестоимость издержек производства и реализованной продукции.

37. Коэффициент использования не-движимости имущества:

$$K_{н.и} = \frac{C_{п.н}}{C_{о.ф}}, \quad (37)$$

где $C_{о.ф}$ – стоимость основных фондов.

38. Коэффициент использования всех активов:

$$K_{ак} = \frac{C_{п.н}}{C_{ц.б}}. \quad (38)$$

39. Стоимость одной акции:

$$C_{ц.б} = \frac{C_{а.к}}{n_{ц.б}}, \quad (39)$$

где $C_{а.к}$ – стоимость акционерного капитала; $n_{ц.б}$ – количество проданных акций.

40. Доход на одну акцию:

$$D_{ал} = \frac{D_ч}{n_{ц.б}}, \quad (40)$$

где $D_ч$ – чистый доход до выплаты дивидендов.

41. Дивиденд на акцию:

$$D_{ал} = \frac{D_с}{n_{ц.б}}, \quad (41)$$

где $D_с$ – сумма обязательных дивидендов.

42. Цена – доход одной акции:

$$Ц_{ал} = \frac{Ц_{ц.б}}{D_{ал}}, \quad (42)$$

где $Ц_{ц.б}$ – рыночная цена проданной акции.

43. Коэффициент прибыльности, рентабельности инвестиций до уплаты налогов и вычетов процентов по долгосрочным обязательствам:

$$K_{пр} = \frac{П_б + C_{\%}}{C_{д.о} + C_{кан}}, \quad (43)$$

где $П_б$ – прибыль до выплаты налогов; $C_{\%}$ – сумма выплаченных процентов по долгосрочным обязательствам; $C_{д.о}$ – стоимость долгосрочных обязательств.

44. Коэффициент прибыльности общих активов:

$$K_{н.а} = \frac{П_б}{C_{о.а}}, \quad (44)$$

где $C_{о.а}$ – стоимость общих активов.

45. Коэффициент валовой прибыли:

$$K_{в.н} = \frac{C_{п.н} - C_n}{C_{п.н}}. \quad (45)$$

46. Коэффициент прибыльности, рентабельности продаж:

$$K_{н.н} = \frac{П_б}{C_{п.н}}. \quad (46)$$

47. Комплексный обобщённый коэффициент эффективности управленческой деятельности руководства предприятия:

$$K_{о.к} = \sum_{i=1}^{m_i} q_i A_i, \quad (47)$$

где m_i – количество показателей, принятых для оценки вида деятельности; q_i – коэффициент весомости показателей; A_i – количество баллов, оценивающих вид деятельности аппарата управления по пятибалльной шкале.

При анализе деятельности конкретного предприятия с учётом его специфики и поставленных задач инжиниринга и реинжиниринга данная система показателей

может быть сокращена. В то же время возможно введение и других показателей,

например связанных с повышением квалификации работников предприятия.

Информация об авторах

Морозов Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой экологии и безопасности жизнедеятельности, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: moroz@ssau.ru. Область научных интересов: разработка и применение методов совершенствования орга-

низации производства с целью повышения конкурентоустойчивости предприятия.

Демиденко Елена Викторовна, координатор продаж ООО «Объединённые Пивоварни Хейнекен», г. Самара. E-mail: demidenko_m@mail.ru. Область научных интересов: расчёт показателей эффективности работы предприятия, разработка рекомендаций для повышения конкурентоустойчивости предприятия.

SYSTEM OF INDICATORS FOR ASSESSING OPERATIONAL AND COMMERCIAL ACTIVITIES OF AN ENTERPRISE

© 2015 V. V. Morozov, E. V. Demidenko

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The article presents indicators characterizing the efficiency of operational and commercial activities of a company in market conditions. The coefficient of economic, social, organizational and technical capacity of the enterprise, economic performance of the company management, the share of management costs, the ratio of the number of administrative staff to the number of staff personnel of the enterprise, the ratio of line and functional personnel management staff, the cost-effectiveness ratio of administrative activity; the level of organization of production, the impact of production management and sale of products, the level of product profitability; the level of remuneration of staff; the profitability of equity capital, the level of profitability of production and sales, return on assets, the ratio of real equity value, the coefficient of effective use of current assets; the coefficient of effective use of working capital, the coefficient of the utilization of all assets, the cost of one share; earnings per share, dividend per share, the price of one share of income; total assets; profit margin, gross margin ratio, sales gross profit margin; the complex integrated factor of the company's management efficiency are among the most important of them. Calculation and analysis of the indicators described in the article for a particular company should help to solve the tasks of engineering and reengineering.

Indicators, enterprise, industrial activity, commercial activity, management activity, engineering, reengineering.

About the authors

Morozov Vladimir Vasilievich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Ecology and Safety of Life, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: moroz@ssau.ru. Area of Research: development and implementation of methods of improving the organization of production with a view to increasing company competitiveness.

Demidenko Elena Viktorovna, Sales Coordinator, "Heineken United Breweries". E-mail: demidenko_m@mail.ru. Area of Research: calculation of company performance indicators, working out recommendations aimed at improving company competitiveness.

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

ТОМ 14, № 2

2015

**Корректор Н. С. Куприянова
Компьютерная вёрстка Т. А. Ефимова
Переводчик Е. И. Безрукова**

Каталожная цена: 1000 руб.

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 34
Тираж 200. Заказ _____

Отпечатано в издательстве СГАУ
443086, г. Самара, Московское шоссе, 34

**Правила оформления статей для журнала
"Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени
академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета)"**

1. **Статья представляется** в двух экземплярах, распечатанных на лазерном принтере с одной стороны листа формата А4 в режиме качественной печати, а также в электронном виде на отдельном носителе (CD, DVD). Каждый экземпляр должен быть подписан всеми авторами и вместе с комплектом документов (см. п. 7) отправлен на адрес редакции журнала «Вестник СГАУ»: **443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, «Вестник СГАУ».** Тел.: **(846) 267-43-65;** e-mail: vest@ssau.ru.

2. **Текст статьи** представляется в формате Microsoft Word, подготовленный по следующим требованиям:

- объём статьи – до 10 страниц формата А4;
- поля текста – по 2,5 см с каждой стороны;
- шрифты – Times New Roman, Symbol;
- междустрочный интервал – одинарный;
- отступ первой строки абзаца – 1 см;
- выравнивание – по ширине страницы;
- страницы должны быть пронумерованы.

Имя файла определяется по фамилии первого автора: **Иванов.doc**.

Замена буквы «ё» на букву «е» в тексте недопустима.

3. Допускается наличие рисунков, формул и таблиц по тексту.

3.1. **Рисунки** размещаются как в самом тексте статьи, так и в отдельных файлах. Рисунки могут быть созданы средствами Microsoft Word/Excel или представлены в форматах JPEG, GIF, TIFF, PNG.

Подпись к рисунку начинается со слова «Рис.» и номера по порядку; располагается под рисунком, выравнивание – по центру, курсив, кегль – 10 пт. Для ссылки на рисунок по тексту статьи следует использовать сокращение, например, рис. 1.

3.2. Для набора **математических выражений и формул** следует использовать Microsoft Equation 3.0 (и выше) или MathType по следующим требованиям:

- буквы латинского алфавита - Times New Roman; курсив, кегль 12 пт;
- буквы греческого алфавита - Symbol; курсив, кегль 12 пт;

Все специальные символы в тексте статьи должны выполняться в математическом редакторе. **Не допускается применение в тексте вставных символов Microsoft Word при наборе математических выражений и формул.**

Формулы следует печатать с новой строки; нумерация формул осуществляется в порядке следования по тексту статьи. Нумеровать следует только формулы, на которые в тексте делаются ссылки. Номер формулы и ссылка на неё в тексте обозначается числом в круглых скобках: (1), (2), (3). Допускается разбивка длинных формул на строки; длина формулы в строке строго ограничена – 80 мм.

3.3. Заголовок **таблицы** начинается со слова «Таблица» и номера по порядку; располагается над таблицей, выравнивание – по левому краю, кегль – 10 пт. Для ссылки на таблицу по тексту статьи следует использовать сокращение, например, табл. 1.

Обязательно наличие подрисуночных подписей и подписей к таблицам.

4. Аннотация к статье (на русском и английском языках) должна быть информативной (не содержать общих слов), содержательной (отражать основное

содержание статьи и результаты исследований), структурированной (следовать логике описания результатов в статье). Авторское резюме должно описывать основные цели исследования; объяснить методику проведения исследования (без методологических деталей); суммировать наиболее важные результаты и их важность. Рекомендуемый объем аннотации – 150-250 слов.

Аннотация не должна содержать ссылок на литературу и аббревиатуры (если возможно).

Аннотация на английском языке должна содержать англоязычную специальную терминологию по тематике публикации.

▪ При подготовке аннотации авторам предлагается ознакомиться с разделом 3.3 «Авторское резюме и ключевые слова на английском языке» в публикации:

Кириллова О.В. Редакционная подготовка научных журналов по международным стандартам. М., 2013. 90 с.,

http://shkola.neicon.ru/images/documents/1_kirillovaredprep_2013.pdf

5. Библиографический список приводится на русском и английском языках отдельными списками. Требования к оформлению библиографических ссылок учитывают правила ГОСТ 7.0.5-2008.

Литературные источники располагаются в порядке их использования по тексту статьи в виде нумерованного списка. Ссылки на литературные источники в тексте приводятся в квадратных скобках и отделяются запятыми или тире, например, [1-3], [1,2,5].

В библиографическом описании каждого источника должны быть представлены **все авторы**.

5.1. Библиографический список на английском языке (References) должен полностью повторять структуру русскоязычного списка. Рекомендуемая схема описания русскоязычных публикаций на английском языке:

- авторы (транслитерация);
- перевод заглавия статьи на английский язык (для русскоязычных книг и монографий название приводится в транслитерации, далее перевод на английский язык в квадратных скобках);
- название русскоязычного источника (транслитерация или английский вариант, если таковой имеется);
- перевод названия источника на английский язык в квадратных скобках (для журналов можно не делать);
- выходные данные с обозначениями на английском языке (том – V., № – no., C. – P.);
- указание на язык статьи (In Russ.) после описания статьи.

В журнале выбран стандарт транслитерации BGN (The United States Board on Geographic Names), для корректной транслитерации информации авторам рекомендуется воспользоваться ресурсом <http://ru.translit.net/?account=bgn>.

5.2. Если русскоязычная публикация имеет переводной вариант (на английском языке), то в английской части библиографии приводятся переводные данные публикации.

5.3. Включение в библиографический список неопубликованных материалов не допускается.

5.4. Рекомендуется проверять правильность представляемых источников (название публикации, авторы, выходные данные и т.д.) на сайтах журналов (издательств), баз цитирования (РИНЦ, Scopus, Web of Science и др.); приводить только существующие источники. **Не допускается приводить ссылки и осуществлять заимствование из непроверенных источников.**

Авторам предлагается ознакомиться с разделом 3.4 «Списки литературы в латинице - References» в публикации:

Кириллова О.В. Редакционная подготовка научных журналов по международным стандартам. М., 2013. 90 с.,

(http://shkola.neicon.ru/images/documents/1_1kirillovaredprep_2013.pdf)

6. В каждой статье должны быть указаны следующие данные **на русском и английском языках** (по структуре оформления рукописи):

- УДК (при необходимости MSC);
- название статьи (12 пт, все буквы прописные жирное начертание);
- инициалы, фамилия автора(ов) (12 пт);
- название организации (без сокращения типа ФГБОУ ВПО), город, страна;
- аннотация (10 пт);
- ключевые слова (каждое ключевое слово или словосочетание отделяется от другого точкой с запятой) (10 пт, курсив);
- текст статьи (12 пт) (допускается разбиение текста на разделы: Введение, ..., Заключение);
- библиографический список (References) (заголовок 12 пт, жирное начертание);
- информация об авторах: учёная степень, учёное звание, должность (с указанием подразделения), организация; электронная почта (e-mail); область научных интересов.

6.1. Если авторы работают в разных организациях, то принадлежность указывается с помощью надстрочного знака: ¹, ². Если авторы работают в одной организации, оцифровка индексами фамилий и организации не требуется.

6.2. Англоязычный блок, содержащий название статьи, ФИО авторов, наименование организации, аннотацию, ключевые слова, библиографический список, информацию об авторах, приводится отдельным разделом после информации об авторах на русском языке.

7. К тексту статьи прилагается комплект сопроводительных документов:

- направление организации (если авторы не являются сотрудниками СГАУ) на фирменном бланке, подписанное её руководителем или заместителем по научной работе, заверенное печатью;
- акт экспертизы о возможности опубликования в открытой печати;
- отзыв специалиста по научному направлению статьи (не являющегося сотрудником подразделения, где работают авторы));
- контактная информация: фамилия, имя, отчество (полностью) на каждого автора; адрес для переписки и телефон (не публикуются в журнале).

8. Статьи, не отвечающие перечисленным требованиям, к рассмотрению не принимаются. Рукописи и сопроводительные документы не возвращаются. Датой поступления рукописи считается день получения редакцией окончательного текста.

УДК 621.751+621.438

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОПЛАСТИЧЕСКОГО УПРОЧНЕНИЯ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДИСКОВ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

© 2014 М. А. Вишняков

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

В статье основное внимание уделено исследованию целесообразности применения метода термопластического упрочнения (ТПУ) для восстановления работоспособности ответственных деталей газотурбинных двигателей (ГТД), отработавших свой ресурс. Для этого на первом этапе выполнен анализ известных технологий ремонта, основной целью которых оказалось повышение работоспособности деталей путём восстановления механических характеристик их материала. Установлено, что применяемые технологии не позволяют достичь поставленной цели. Причинами этого являются формирование в поверхностном слое детали растягивающих остаточных напряжений, а также искажение структуры материала детали и, как следствие, уменьшение его механических характеристик. Метод термопластического упрочнения позволяет создать в поверхностном слое благоприятные сжимающие остаточные напряжения при сохранении исходной структуры материала. Проведённые испытания на усталость подтвердили эффективность применения метода термопластического упрочнения на заключительном этапе технологии восстановления работоспособности детали. Показано, что пределы выносливости новых деталей и восстановленных по предложенной технологии ремонта с применением метода термопластического упрочнения отличаются между собой на 5 %.

Газотурбинный двигатель, диск турбины, ремонтная технология, термопластическое упрочнение, сопротивление усталости.

Опыт эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) показал, что большинство деталей, в частности, лопатки и диски компрессоров и турбин подвержены воздействию знакопеременных нагрузок, результатом которых, как правило, является возникновение и развитие усталостных трещин, которые создают в дальнейшем предпосылки для хрупкого разрушения [1]. Известно, что поломка дисков турбин не носит локального характера и может привести к выходу из строя всего двигателя.

... (Текст статьи)

Библиографический список

1. Биргер И.А. Стержни, пластинки, оболочки. М.: Физматлит, 1992. 392 с.
2. Кудрявцев И.В., Наумченко Н.Е., Саввина Н.М. Усталость крупных деталей машин. М.: Машиностроение, 1981. 240 с.
3. Молохов И.Ф., Евстафьев Н.Н., Никольский Ю.А. Повышение качества и предела выносливости поверхностей полостей дисков турбин из сплава ХН51ВМТЮКФР-Н // Авиационная промышленность. 2000. № 2. С. 29-33.
4. Грязнов Б.А., Городецкий С.С., Налимов Ю.С., Герасимчук О.Н. Сопротивление усталости рабочих лопаток турбин и компрессоров, отремонтированных сваркой // Проблемы прочности. 1994. № 11. С. 20-25.
5. Логунов А.В., Белявский А.К., Димитриенко Л.Н. Восстановление деталей ГТД с использованием лазерного излучения // Авиационная промышленность. 1999. № 3. С. 45-52.

Информация об авторе

Вишняков Михаил Анатольевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: barvinok@ssau.ru. Область научных интересов: применение технологических методов упрочняющей обработки с целью повышения сопротивления усталости высоконагруженных деталей ГТД.

APPLICATION OF THERMOPLASTIC HARDENING FOR RESTORATION OF FATIGUE DURABILITY OF GAS TURBINE DISKS

© 2014 M. A. Vishnyakov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The main concern of the paper is the research of expediency of applying the method of thermoplastic hardening to restore the performance of the essential parts of gas turbine engines with expired service life. For this purpose at the first stage the known repair technologies the main objective of which was to increase the operability of parts by restoring the mechanical characteristics of their material are analyzed. It was found that the technologies applied do not make it possible to achieve the goal due to the formation of tensile residual stresses in the surface layer of the part as well as the distortion of the structure of the material the part is made of and, as a consequence, the reduction of its mechanical characteristics. The method of thermoplastic hardening makes it possible to create favorable tensile residual stresses while maintaining the initial structure of the material. The fatigue tests carried out confirmed the efficiency of applying the method of thermoplastic hardening at the final stage of technology of restoring the part's performance. It is shown that the difference of the endurance limits of new parts and those restored according to the proposed technology of repair using the method of thermoplastic hardening is 5%.

Gas turbine engine, turbine disk, repair technology, thermoplastic hardening, fatigue resistance.

References

1. Birger I.A. *Sterzhni, plastinki, obolochki* [Rods, plates, shells]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1992. 392 p.
2. Kudrjavcev I.V., Naumchenko N.E., Savvina N.M. *Ustalost krupnyh detalej mashin* [Fatigue of large machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 240 p.
3. Molohov I.F., Evstaf'ev N.N., Nikol'skij Ju.A. Improving the quality and endurance limit of the cavity surface of turbine disks made of HN51VMTYUKFR-H alloy. *Aviacionnaja promyshlennost'*. 2000. No. 2. P. 29-33. (In Russ.)
4. Grjaznov B.A., Gorodeckij S.S., Nalimov Ju.S., Gerasimchuk, O.N. Fatigue resistance of turbine blades and compressor repaired by welding. *Problemy prochnosti*. 1994. No. 11. P. 20-25. (In Russ.)
5. Logunov A.V., Beljavskij A.K., Dimitrienko L.N. Restoration of gas turbine engine components using laser radiation. *Aviacionnaja promyshlennost'*. 1999. No. 3. P. 45-52. (In Russ.)

About the author

Vishnyakov Mikhail Anatolyevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Construction and Quality Management in Mechanical Engineering, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of Research: application of technological methods of strengthening treatment for the purpose of increasing fatigue resistance of high-loaded parts of gas turbine engines.